El contenido de este texto desarrolla la normativa de las JAR-FCL 1 Subpart J

Edición Actualizada

AERODINÁMICA y ACTUACIONES DEL AVIÓN



Aníbal Isidoro Carmona

AERODINÁMICA
y
ACTUACIONES DEL AVIÓN

Anibal Isidoro Carmona

AERODINÁMICA y ACTUACIONES DEL AVIÓN

10ª Edición
Actualizada





ITP An International Thomson Publishing company
Magallanes, 25; 28015 Madrid ESPAÑA
Teléfono: 91 4463350 Fax: 91 4456218
(itesparaninfo.pedidos@mad.servicom.es)

Para más información:

México y América Central
Séneca, 53, Colonia Polanco
México, D. F. 11560
Tel: 525-281-2906 Fax: 525-281-2656
e-mail: clientes@mail.internet.com.mx
MEXICO

El Caribe
Tel: 787-758-7580 Fax: 787-758-7573
e-mail: 102154.1127@compuserve.com
Hato Rey, PUERTO RICO

América del Sur
Tel. (54-11) 4325-2236
Fax. (54-11) 4328-1829
e-mail: sdeluque@ba.net
Buenos Aires, ARGENTINA

INTERNATIONAL THOMSON PUBLISHING
One Main Street, 6th Floor
Cambridge, MA 02142
Tel: 617 528 3104 Fax: 617 423 43 25

Directora Editorial: Mª Teresa Gómez-Mascaraque Pérez
Editora de Producción: Consuelo García Asensio
Producción Industrial: Susana Pavón Sánchez

Impreso en España
Printed in Spain

ISBN: 84-283-2640-1

Depósito Legal: M-38.305-1999

Preimpresión: Artes Gráficas Cuesta, S.A. (103/60/64)

Gráficas ROGAR, Polígono Industrial Alparrache - Navalcarnero (Madrid)

Índice

Págs.

Prólogo a la cuarta edición 13

Prólogo a la novena edición 15

Alfabeto griego 17

Capítulo 1. Características de la atmósfera 19
1.1. Fluidos 19
1.2. Densidad y compresibilidad 19
1.3. Temperatura 20
1.4. Presión 20
1.5. Ecuación de los gases perfectos 21
1.6. Otras formas de la ecuación de los gases perfectos 22
1.7. Transformaciones adiabáticas reversibles 24
1.8. Leyes de Newton. Unidades 24
1.9. Ecuación fundamental de la fluidoestática 25
1.10. Velocidad del sonido en el aire 26
1.11. Atmósfera tipo (Estándar) 27
1.12. Altitud presión 35
1.13. Altitud densidad 37
1.14. Errores altimétricos 42
1.15. Altitud geopotencial y altitud geométrica 43

Capítulo 2. Conceptos elementales de dinámica de fluidos 45
2.1. Número de Mach 45
2.2. Flujo estacionario y no estacionario. Líneas de corriente y trayectorias 46
2.3. Ecuación de la continuidad 48
2.4. Teorema de Bernoulli 49
2.5. Ecuación de Bernoulli para fluido incompresible 52
2.6. Ecuación de Bernoulli para fluido compresible. Ecuación de Saint Venant 53
2.7. Medida de la velocidad 56
2.8. Velocidad verdadera y velocidad equivalente 57
2.9. Relación entre la velocidad equivalente y el número de Mach 58
2.10. Velocidad calibrada 59

Págs.

2.11. Errores del anemómetro 60
2.12. Velocidad indicada 61
2.13. Resumen de las velocidades 62
2.14. Indicador de Mach 64
2.15. Temperatura total y estática 65
2.16. Tendencias actuales en la instrumentación de datos de aire 66
2.17. Viscosidad 67
2.18. Coeficiente de viscosidad 68
2.19. Capa límite, laminar y turbulenta 69
2.20. Número de Reynolds 72
2.21. Torbellinos 74

Capítulo 3. Origen de las fuerzas aerodinámicas 79
3.1. Perfiles. Terminología 79
3.2. Distribución de presiones sobre un cilindro 81
3.3. Efecto Magnus 82
3.4. Fuerza resultante sobre un perfil. Centro de presión 85
3.5. Sustentación y resistencia 89
3.6. Relación velocidad-ángulo de ataque 91
3.7. Influencia del tipo de perfil sobre el coeficiente de sustentación 92
3.8. Influencia de la viscosidad. Desprendimiento de la corriente . 93
3.9. Componentes de la resistencia 99
3.10 Momentos de cabeceo 104
3.11. Coeficiente de momento del ala 112
3.12. Influencia en la estabilidad del movimiento del centro de presiones 113
3.13. Nomenclatura NACA de los perfiles 113

Capítulo 4. Influencia de la forma en planta del ala 117
4.1. Introducción 117
4.2. Terminología del ala 117
4.3. Origen de la sustentación en el ala 122
4.4. Efectos de la estela turbillonaria 129
4.5. Valor del ángulo de ataque inducido 131
4.6. Resistencia inducida 133
4.7. Medios para disminuir la resistencia inducida 134
4.8. Curva polar 136
4.9. *Velocidad de pérdida* 139
4.10. Efectos de la forma en planta del ala 140
4.11. Influencia del número de Reynolds en los coeficientes . . . 146
4.12. Determinación de la velocidad de pérdida 146
4.13. Reconocimiento de la pérdida 148
4.14. Recuperación de la pérdida 149
4.15. Pérdidas sin y con potencia 150
4.16. Pérdidas en subidas y descensos 150
4.17. Indicador de ángulo de ataque 151
4.18. Avisador de pérdida 152
4.19. Formación de hielo en las alas 156

Págs.

4.20. Efectos de la lluvia 159
4.21. Envejecimiento del avión 160

Capítulo 5. Dispositivos hipersustentadores 163
5.1. Generalidades 163
5.2. Dispositivos de control de la capa límite 163
5.3. Aspiradores de capa límite 164
5.4. Sopladores de capa límite 164
5.5. Ranuras de borde de ataque 165
5.6. Flaps 166
5.7. Uso de los flaps 170
5.8. Otros dispositivos. Spoilers. Winglets 171
5.9. Efecto del barrido de las hélices 174
5.10. Efecto del empuje en los reactores 174
5.11. Otras formas de producir sustentación. LEX 175

Capítulo 6. Actuaciones de los aviones con motor de émbolo 177
6.1. Generalidades 177
6.2. Ecuaciones generales 177
6.3. Vuelo horizontal 178
6.4. Velocidad de mínima resistencia 180
6.5. Las curvas de potencia necesaria 182
6.6. Máximo alcance 184
6.7. Velocidad de potencia mínima o de máxima autonomía .. 185
6.8. Largo alcance (Long Range) 187
6.9. Influencia del viento 188
6.10. Curvas de potencia disponible 189
6.11. Velocidad máxima y mínima en vuelo horizontal 191
6.12. Efectos de cambios de potencia del motor 191
6.13. Crucero con potencia constante 192
6.14. Crucero con velocidad constante 192
6.15. Actuaciones de subida 194
6.16. Actuaciones de descenso 197
6.17. Viraje 199
6.18. Control de la velocidad y de la altitud 204
6.19. Vuelo en el segundo régimen 205
6.20. Resumen de las actuaciones de los aviones con motor de émbolo 207

Capítulo 7. Actuaciones de los aviones con motor de reacción 209
7.1. Ecuaciones generales 209
7.2. Vuelo horizontal 210
7.3. Las curvas del motor de reacción 211
7.4. Las curvas de crucero. Máximo alcance 218
7.5. Máxima autonomía 228
7.6. Actuaciones de subida 229
7.7. Actuaciones de descenso 237
7.8. Virajes 240
7.9. Estabilidad en función de la velocidad 241
7.10. Resumen de las actuaciones de los aviones con motor de reacción 244

Págs.

Aviones de turbohélice
7.11. Generalidades 244
7.12. Motor turbohélice 244
7.13. Máximo alcance 249
7.14. Máxima autonomía 250
7.15. Velocidad máxima 250
7.16. Actuaciones de subida 250

Capítulo 8. Vuelo a grandes velocidades. Efectos de la compresibilidad . . 251
8.1. Fenómenos de compresibilidad 251
8.2. Ondas de choque en vuelo subsónico. Mach crítico 251
8.3. Efectos de la compresibilidad sobre C_L y C_D 254
8.4. Alas en flecha 256
8.5. Dispositivos para retrasar la pérdida 259
8.6. Efecto de la flecha sobre la estabilidad 264
8.7. Frontera del bataneo. (Buffet Boundary) 267
8.8. Techo del avión 270
8.9. Regla del área 273
8.10. Ala supercrítica 274

Capítulo 9. Requisitos, velocidades y distancias en despegues, aterrizajes y en ruta 277
9.1. Introducción 277
9.2. Velocidad mínima de control en el suelo V_{MCG} 278
9.3. Velocidad de decisión V_1 280
9.4. Operación con criterio de pista compensada y no compensada 281
9.5. Velocidad de máxima energía de frenado V_{MBE} 284
9.6. Consecuencias de la introducción del concepto de pérdida a 1 G 284
9.7. Velocidad mínima de control en el aire V_{MCA} 285
9.8. Velocidad V_{MU} (Minimun Unstick) 287
9.9. Velocidad de rotación V_R 288
9.10. V_{LOF}. Velocidad de despegue (lift off speed) 289
9.11. V_2. Velocidad de seguridad al despegue 289
9.12. Velocidad máxima de neumáticos 290
9.13. Resumen de las velocidades en el despegue 290
9.14. Distancia de aceleración-parada. D_S 290
9.15. Distancia de despegue con todos los motores operativos. $D_{TO}(n)$ 293
9.16. Distancia de despegue con un motor inoperativo. D_{TO} $(n-1)$ 293
9.17. Longitud mínima de pista para el despegue operando con criterio de pista compensada 293
9.18. V_1 variable 296
9.19. Zona de parada (Stop-Way) 296
9.20. Zona libre de obstáculos (Clearway) 296
9.21. Criterio de pista no compensada. Uso de la zona de parada 297
9.22. Carrera de despegue (Take-off run) 299

Págs.

9.23. Criterio de pista no compensada. Uso de la zona libre de obstáculos 300
9.24. Criterio de pista no compensada. Uso de la zona libre de obstáculos y de la zona de parada 303
9.25. Distancias declaradas. Resumen 303
9.26. Senda de despegue. Segmentos 306
9.27. Limitaciones impuestas por los requisitos de subida en los segmentos 309
9.28. Senda neta de despegue. Despeje de obstáculos 311
9.29. V_2 variable 314
9.30. Posición de los flaps en el despegue 315
9.31. Aterrizaje. Longitudes mínimas de pista necesarias 316
9.32. Drift-Down 317
9.33. Limitaciones en ruta 318
9.34. Vuelos a grandes distancias con aviones birreactores (EROPS-ETOPS) 321
9.35. Subida en configuración de aproximación 323
9.36. Subida en configuración de aterrizaje 323
9.37. Resumen de las limitaciones en el despegue 325
9.38. Resumen de las limitaciones en el aterrizaje 326
9.39. Validez de las definiciones y limitaciones expuestas 326

Capítulo 10. Actuaciones de despegue y aterrizaje 327
10.1. Introducción 327
10.2. Actuaciones de despegue 327
10.3. Distancia de despegue 329
10.4. Velocidad en el despegue 332
10.5. Influencia de otros factores en el despegue 333
10.6. Aterrizaje 335
10.7. Influencia del frenado y de los flaps en el aterrizaje 338
10.8. Influencia de la velocidad en el aterrizaje 340
10.9. Influencia de otros factores en el aterrizaje 340
10.10. Influencia de las condiciones de la pista en los despegues y aterrizajes 341
10.11. Efecto del suelo 342
10.12. Hidroplaneo 347

Capítulo 11. Limitaciones estructurales, diagrama de maniobra 351
11.1. Elasticidad. Ley de Hooke 351
11.2. Elasticidad por tracción 351
11.3. Elasticidad por torsión 353
11.4. Cargas combinadas 353
11.5. Fatiga 355
11.6. Creep 356
11.7. Factor de carga 356
11.8. Factor de carga en un viraje 357
11.9. Factor de carga en la recogida 358
11.10. Limitaciones estructurales 360
11.11. Diagrama de maniobra 361
11.12. Velocidades de cálculo 364

Págs.

11.13. Velocidad máxima operativa V_{MO}/M_{MO} 366
11.14. Diagrama básico de ráfaga 369
11.15. Diagrama compuesto de maniobra-ráfagas 375
11.16. Velocidad de vuelo en turbulencia 377
11.17. Cargas en las alas. Influencia de la distribución del combustible 380
11.18. Cargas en tierra 382

Capítulo 12. Estabilidad estática y dinámica, generalidades 385
12.1. Introducción 385
12.2. Sistema de ejes 385
12.3. Estabilidad estática 386
12.4. Estabilidad dinámica 388
12.5. Ecuaciones del movimiento 390
12.6. Separación de movimientos 391
12.7. Avión compensado 392
12.8. Estabilidad con mandos fijos, libres y de maniobra 393
12.9. Mandos de vuelo 394
12.10. Controlabilidad y maniobrabilidad 400

Capítulo 13. Estabilidad longitudinal 403
13.1. Estabilidad estática longitudinal 403
13.2. Desarrollo de las ecuaciones del momento de cabeceo . . 407
13.3. Contribución del ala 411
13.4. Contribución del fuselaje y góndolas 414
13.5. Contribución de la cola 415
13.6. Punto neutro con mandos fijos 420
13.7. Efectos de la potencia 422
13.8. Control longitudinal 425
13.9. Influencia de los flaps y del tren de aterrizaje 428
13.10. Límites de c. de g. del avión 429
13.11. Estabilidad estática longitudinal con mandos libres 431
13.12. Compensación aerodinámica 435
13.13. Tabs 437
13.14. Influencia de la velocidad en la posición del timón/estabilizador 441
13.15. Curva de estabilidad estática longitudinal y punto neutro con mandos libres 444
13.16. Fuerzas en la palanca 444
13.17. Estabilidad en maniobra 451
13.18. Fuerzas en la palanca por G 454
13.19. Valores máximos y mínimos de la fuerza en la palanca por G 459
13.20. Dispositivos para variar la fuerza en la palanca por G . . . 460
13.21. Estabilidad dinámica longitudinal 461
13.22. El avión sin cola 463
13.23. El avión tipo Canard 465
13.24. La superpérdida 467
13.25. Cizalladura del viento. Wind shear 469
13.26. Tipos de sistemas de mandos de vuelo 474

Págs.

13.27. Sistemas de sensación artificial 478
13.28. Sistemas de aumento de la estabilidad 480

Capítulo 14. Estabilidad direccional y lateral 483
14.1. Introducción 483
14.2. Estabilidad estática direccional 484
14.3. Contribución del ala, fuselaje y posición del c. de g. 486
14.4. Contribución de la cola vertical 486
14.5. Efectos de la potencia 490
14.6. Control direccional 491
14.7. Estabilidad estática direccional con mandos libres 493
14.8. Guiñada adversa 497
14.9. Momento de guiñada producido por una velocidad de guiñada 499
14.10. Potencia asimétrica 499
14.11. Estabilidad lateral 500
14.12. Efecto del diedro de las alas 502
14.13. Contribución de otros elementos del avión a la estabilidad lateral 503
14.14. Control lateral 506
14.15. Amortiguación de alabeo producido por una velocidad angular de alabeo 508
14.16. Momento de balanceo producido por una guiñada 510
14.17. Estabilidad dinámica lateral y direccional 510
14.18. Oscilaciones inducidas por el piloto (P.I.O.) 513
14.19. Acoplamientos cruzados 514
14.20. La barrena 515
14.21. Aeroelasticidad 520
14.22. La divergencia del ala 520
14.23. La reversa de los alerones 522
14.24. El flameo. Flutter 524

Capítulo 15. Ondas de choque y expansión 527
15.1. Ondas originadas por un móvil 527
15.2. Línea de Mach y ángulo de Mach 530
15.3. Ondas de choque 531
15.4. Ondas de compresión. Onda de choque oblicua 531
15.5. Desprendimiento de la onda de choque 536
15.6. Corriente supersónica en tres dimensiones. Corriente sobre un cono 537
15.7. Ondas de expansión 540
15.8. Interacción de ondas 542
15.9. Ondas reflejadas 545
15.10. Supresión de las ondas de choque 547
15.11. Ondas de choque normales 547
15.12. Ecuaciones de las ondas de choque normales 549
15.13. Toberas de entrada en los motores de reacción 554
15.14. Tipos de toberas de entrada. Difusores 554
15.15. Efectos de la capa límite 557
15.16. Ondas de condensación 558

Págs.

Capítulo 16. Vuelo supersónico 559
16.1. Introducción 559
16.2. Tipos de perfiles en régimen supersónico 560
16.3. Características aerodinámicas de los perfiles 560
16.4. Coeficientes de sustentación y resistencia del perfil 564
16.5. Desplazamiento del centro de presiones con M. Centro aerodinámico 566
16.6. Eficiencia de las superficies de control. Momento de charnela 568
16.7. Influencia de la flecha 569
16.8. Efecto del alargamiento y de la forma de la punta del ala . 572
16.9. Ala en delta invertida 573
16.10. Ala en delta 574
16.11. Deflexión vertical de la corriente originada por el ala . . . 576
16.12. Configuración del avión supersónico 578
16.13. Estampido sónico 579

Apéndice A 583

Apéndice B 593

Bibliografía 601

Tesauro de acrónimos 603

Índice alfabético 605

Prólogo a la cuarta edición

La Dirección de Operaciones de Iberia, considerando la necesidad de potenciar y perfeccionar los conocimientos de sus tripulaciones en materia de aerodinámica y actuaciones del avión (lo que denominan perfomances los anglosajones), designó al Dr. Ingeniero D. Aníbal Isidoro Carmona para llevar a cabo esta misión. La designación fue totalmente acertada y el autor de este libro es ahora un auténtico especialista en la preparación y actualización de conocimientos impartidos a pilotos y técnicos directamente implicados en la operación de vuelo. Hombre joven, profundo conocedor de la materia, ha adquirido la experiencia que supone el contacto directo con los aviadores que tienen a su cargo la ejecución de los vuelos en la Compañía Española de Bandera. Todos ellos han pasado por su aula en el Centro de Instrucción de Tripulaciones, actividad que comparte con la de profesor de la Escuela Superior de Ingenieros Aeronáuticos de Madrid. El diálogo y el trato diario en clase, le ha permitido conocer la mentalidad y el área de amplitud con que es necesario impartir la materia.

Parece evidente que el continuo progreso técnico, fundamento del desarrollo de la Aviación de Transporte, obliga y exige, cada día de forma más acuciante, una preparación sólida de las materias que constituyen las técnicas de vuelo. Soporte de las mismas ha de ser el conocimiento básico de la Aerodinámica en la medida exacta y este libro reúne todas las características necesarias para este fin, constituyendo un texto perfectamente adecuado a los Centros de Instrucción y Escuelas de Formación de Pilotos o Técnicos de Operaciones de las Administraciones Públicas de los Estados y de las Compañías de Transporte Aéreo.

Con el convencimiento íntimo de que su aceptación será unánime, me cabe la satisfacción de presentarlo y recomendarlo a todos mis compañeros de habla castellana.

J. R. MERINO RAMBAUD
Director de Operaciones de Vuelo de Iberia

Prólogo a la novena edición

El hecho de que durante esta novena edición se vayan a cumplir los 25 años de la aparición en las librerías de esta obra, que ya había nacido anteriormente en forma de apuntes para los tripulantes técnicos y técnicos de operaciones de Iberia, me induce a hacer una serie de reflexiones.

En primer lugar, comparando la primera edición con la actual se aprecia la gran diferencia existente, fruto por un lado de sugerencias recibidas por los lectores, y por otro de la profundización en ciertos temas, debido a la exigencia de mayores conocimientos por parte de los mismos. Cada edición ha supuesto una ampliación y revisión del contenido y concretamente entre la novena y la octava, dicha diferencia es notable.

Ateniéndome al refrán español: *Es de bien nacidos ser bien agradecidos,* en esta reflexión quiero recordar a todos aquellos, la mayor parte pertenecientes a nuestra querida Iberia, por desgracia algunos de ellos ya desaparecidos, que bien dándome ánimos, bien con su esfuerzo, bien utilizando el libro como texto, han hecho posible llegar a esta efemérides. Así aún a riesgo de alguna lamentable omisión doy mi agradecimiento a los pilotos Carlos Texidor, Antonio del Río Amado, Carmelo Lacruz Cuervo, José R. Merino Rambaud, Enrique Fernández-Coppel, al matrimonio formado por Guillermo Emperador y Josefa Cardiel, al Ejercito del Aire Español que lo declaró de Utilidad Aeronáutica, incluso a aquellos organismos oficiales que lo utilizaban como texto, fotocopiándolo y quitando toda referencia al autor y a la editorial, a los lectores de las Repúblicas Hispanoamericanas, especialmente a los pilotos militares de Argentina, Chile y Uruguay; a Luis Marquina Sánchez, catedrático de la E.T.S. de Ingenieros Aeronáuticos, por sus innumerables sugerencias; a los ingenieros aeronáuticos de CASA, José Luis Asenjo Tornell y Luis Alvial Zamorano, por su gran ayuda en el tema de las actuaciones de los turbohélices y sugerencias al capítulo 9; a los profesores de la E.T.S. de Ingenieros Aeronáuticos, Pablo de Miguel, Eduardo Lázaro y Jesús Lambás por su ayuda y colaboración en esta edición; a Eugenio Olivares y Mari-Cruz Ureña por la realización de la figuras, y por último a mi mujer, Ana, cuya ayuda en todos estos años, en las correcciones de las pruebas y en todos los aspectos ha sido inestimable.

EL AUTOR

Alfabeto griego

Figura	Nombre
Α, α	Alfa
Β, β	Beta
Γ, γ	Gamma
Δ, δ	Delta
Ε, ε	Epsilon
Ζ, ζ	Dseda
Η, η	Eta
Θ, θ	Zeta
Ι, ι	Iota
Κ, κ	Cappa
Λ, λ	Lambda
Μ, μ	Mu
Ν, ν	Nu
Ξ, ξ	Xi
Ο, ο	Omicron
Π, π	Pi
Ρ, ρ	Rho
Σ, σ	Sigma
Τ, τ	Tau
Υ, υ	Hypsilon
Φ, φ	Phi
Χ, χ	Ji
Ψ, ψ	Psi
Ω, ω	Omega

1

Características de la atmósfera

1.1. FLUIDOS

La materia existe en tres formas o estados diferentes: sólido, líquido y gaseoso, según la magnitud de los lazos de unión entre las moléculas, que van desde una unión muy fuerte en los sólidos, que hace que tengan un volumen definido, hasta una unión tan débil en los gases que hace que su volumen sea indefinido, aunque llenando siempre el recinto que los contiene.

Dentro del estado gaseoso existe una forma, que se suele considerar ya como un estado independiente de la materia y se conoce con el nombre de *plasma*, en este caso los átomos del gas están ionizados (han perdido electrones, y por tanto, están eléctricamente con carga positiva, los electrones separados de los átomos permanecen libres).

Podríamos definir un fluido como una materia capaz de fluir; abarca los conceptos de líquido y gas. En el caso de líquido encuentra su propio nivel mientras que en el gaseoso llena el recinto que lo contiene.

Los tres parámetros que definen el estado de un fluido son: densidad, presión y temperatura.

1.2. DENSIDAD Y COMPRESIBILIDAD

Definiremos la densidad ρ como la masa por unidad de volumen:

$$\rho = \text{masa/volumen} \quad ; \quad \rho = m/v$$

en un fluido la densidad puede variar de un punto a otro, luego realmente deberíamos hablar de la densidad de un recinto de volumen muy pequeño.

Dentro de los fluidos hay algunos en los que la densidad puede variar mucho y otros en los que permanece prácticamente constante, los primeros son muy compresibles y los segundos incompresibles.

Por ejemplo, consideremos una masa de agua encerrada en un cilindro, al cual ajusta herméticamente un émbolo; la experiencia nos demuestra que el émbolo apenas se desplazará aunque la fuerza que apliquemos sea muy grande: El agua es un fluido incompresible. Si hiciéramos el mismo experimento con aire encontraríamos que el émbolo se desplazaría bastante; como la masa de aire es la misma, y el volumen ha variado la densidad habrá sufrido un cambio considerable:

El aire es un fluido muy compresible. A pesar de ser muy compresible, todos conocemos alguna aplicación del aire comprimido, en el fenómeno del vuelo esta compresibilidad sólo se manifiesta a partir de ciertas velocidades, o mejor como se verá más adelante, el grado de compresibilidad del aire depende del valor de un número llamado de MACH.

Si consideramos, por analogía con el cilindro ya descrito, una columna de aire vertical desde el suelo, la fuerza sobre el pistón sería el peso del aire que tiene encima, cuanto más alto consideremos que está este pistón ficticio menos aire habrá encima, y por tanto, menor será la densidad, y cuanto más nos acerquemos al suelo mayor será la densidad.

1.3. TEMPERATURA

Las moléculas de los gases tienen continuamente un movimiento al azar, de amplitud tanto mayor cuanto menor sea la presión. Cuando hablamos de amplitud nos referimos a la distancia libre recorrida antes de chocar una molécula contra otra o contra las paredes del recipiente que lo contiene.

A causa de este movimiento, las moléculas tienen una energía cinética, la manifestación de esta energía interna es la *temperatura*.

En Física se suelen utilizar los grados absolutos °Kelvin (°K), su relación con los grados centígrados (°C) es:

$$T = t + 273{,}15$$

T: temperatura medida en grados Kelvin.

t: temperatura medida en grados centígrados.

1.4. PRESIÓN

Si consideramos un cuerpo sumergido en un gas, el movimiento de las moléculas del gas originará una presión al chocar contra su superficie. Realmente lo que experimentará una superficie de área S será una fuerza F nor-

mal, en la que no podrán distinguirse los impactos individuales definiéndose entonces la presión p como:

$$p = F/S$$

Si fuéramos reduciendo el volumen del cuerpo sumergido en el fluido, cualquier elemento de superficie se vería sometido al mismo valor de la presión, es decir, se trata de un valor que depende sólo del punto considerado (centro del cuerpo sumergido, punto a donde llegaríamos al reducir a cero el volumen del cuerpo) (fig. 1.1).

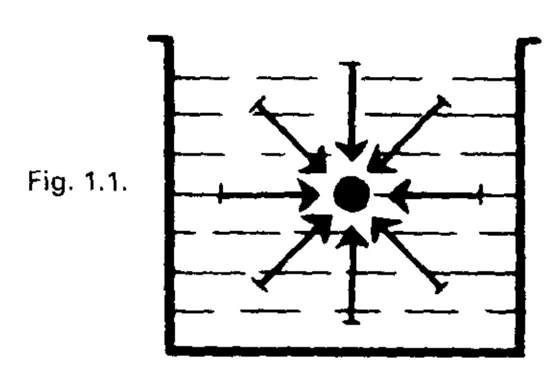


Fig. 1.1.

Este tipo de presión ligada al punto se denomina presión estática.

La presión estática en un punto de un fluido, y concretamente en un punto de la atmósfera es consecuencia de la masa de aire que tiene por encima.

LAS UNIDADES DE PRESIÓN MÁS UTILIZADAS SON:

	SI	CGS	Otros sistemas			
Nombre	Pascal	Baria	Bar	Milibar = HectoPa.	Torr	—
Valor	1N/m^2	1 dina/cm^2	10^6 barias	10^3 barias	mm de Hg	" de Hg

1.5. ECUACIÓN DE LOS GASES PERFECTOS

Consideremos una masa gaseosa determinada, que ocupa un volumen V, ejerciendo una presión p sobre las paredes del recipiente que lo contiene, y a una temperatura de t °C.

La ecuación de los gases perfectos establece que:

$$\frac{p \cdot V}{T} = n\,R \qquad [1.1.]$$

en donde n es el número de moles (moléculas gramo) de la masa gaseosa considerada, y R es la constante universal de los gases perfectos.

$$R = 8{,}31432 \cdot 10^7 \frac{ergios}{mol.\ °K} = 8{,}31432 \frac{julios}{mol.\ °K}$$

$$R = 0{,}08207 \frac{Atmósfera \cdot litro}{mol.\ °K}$$

Otra forma de la ecuación de los gases perfectos, se obtiene considerando que la masa gaseosa pase de tener unos valores de presión, volumen y temperatura p_1, V_1, T_1 a tener después de una transformación o una serie de transformaciones, los valores p_2, V_2, T_2. Se verifica para el primer estado que $\frac{p_1 \cdot V_1}{T_1} = n\,R$ y para el segundo $\frac{p_2 \cdot V_2}{T_2} = n\,R$, ya que R es constante y n es el número de moles que será el mismo antes y después de la transformación, se verificará entonces:

$$\frac{p_1 \cdot V_1}{T_1} = \frac{p_2 \cdot V_2}{T_2} \qquad [1.2]$$

y en general a través de una serie de transformaciones siempre y cuando la masa de gas considerada sea la misma, será:

$$\frac{p_1 \cdot V_1}{T_1} = \frac{p_2 \cdot V_2}{T_2} = \frac{p_3 \cdot V_3}{T_3} = \dots \frac{p_n \cdot V_n}{T_n} = cte. = n \cdot R$$

1.6. OTRAS FORMAS DE LA ECUACIÓN DE LOS GASES PERFECTOS

En las ecuaciones de [1.5] observamos que nos referimos a una masa gaseosa determinada que ocupa un volumen V, se comprende que en el estudio de masas gaseosas grandes (p. ej. atmosféricas) esta ecuación no es la más útil, debido precisamente al valor del volumen V, para aplicarla habría que considerar un volumen aislado de dicha masa, por ello es más conveniente poner la ecuación en función de p, ρ y T (ρ = densidad) en vez de p, V, T, como vamos a ver:

Sean: m = la masa total de gas que ocupa el volumen V.

M = el peso de cada mol (molécula-gramo), o peso molecular.

n = el número de moles que existen en la masa m.

Se verifica: $n = \frac{m}{M}$, luego la ec. [1.1] puede escribirse:

$$\frac{p \cdot V}{T} = \frac{m}{M} R \qquad \text{por definición de densidad } \rho = \frac{m}{V},$$

O sea: $V = \frac{m}{\rho}$ sustituyendo $\frac{p \cdot m}{T \cdot \rho} = \frac{m \cdot R}{M}$ queda

$$\frac{p}{\rho\, T} = \frac{R}{M}. \quad \text{Si llamamos } R' \text{ a } \frac{R}{M} \text{ queda}$$

$$\frac{p}{\rho\, T} = R' \quad \text{o bien} \quad \frac{p}{\rho} = R'\, T \qquad [1.3]$$

los valores de M y R' referidos al aire son:

M = 28,9644 g/mol.

$R' = 2{,}87 \cdot 10^6$ ergios/(g. °K) = 287 julios/(Kg. °K)

Si consideramos ahora que la masa gaseosa en estudio es la atmosférica llegamos a otra ecuación útil de la siguiente forma:

En las condiciones reales de p, ρ y T se verificará:

$$\frac{p}{\rho\, T} = R'$$

llamando p_o, ρ_o y T_o a las condiciones del aire atmosférico a nivel del mar y en atmósfera tipo también se verificará

$$\frac{p_o}{\rho_o\, T_o} = R' \quad \text{(Véase ec. 1.2), es decir:}$$

$$\frac{p}{\rho\, T} = \frac{p_o}{\rho_o\, T_o} \qquad \frac{p}{p_o} = \frac{\rho}{\rho_o} \cdot \frac{T}{T_o} \qquad [1.4]$$

Recordemos que los valores de p_o, ρ_o y T_o son:

p_o = 1 atmósfera = 29,9212 pulgadas de mercurio = 1013,25 milibares = = 101325 Pa = 760 mm de mercurio = 2116,22 libras/pie^2 = 14,7 libras/pulgada^2.

ρ_o = 1,225 kg/m^3 = 0,001225 g/cm^3 = 0,002377 slug/ft^3.

T_o = 273,15 + 15 = 288,15 °K.

Llamando:

$$\delta = \frac{\text{presión real de la masa de aire}}{\text{presión a nivel del mar en atmósfera tipo}} = \frac{p}{p_o} \quad [1.5]$$

$$\sigma = \frac{\text{densidad real de la masa de aire}}{\text{densidad a nivel del mar en atmósfera tipo}} = \frac{\rho}{\rho_o} \quad [1.6]$$

$$\theta = \frac{\text{temperatura real de la masa de aire}}{\text{temperatura a nivel del mar en atmósfera tipo}} = \frac{T}{T_o} \quad [1.7]$$

La ecuación [1.4] *queda:* $\boxed{\delta = \sigma \cdot \theta}$ [1.8]

1.7. TRANSFORMACIONES ADIABÁTICAS REVERSIBLES

Si una masa gaseosa sufre una transformación de forma que el calor transferido es nulo, es decir, si no absorbe ni cede calor del medio que la rodea, la transformación se denomina *adiabática*. Cuando el proceso es reversible, lo que exige que no haya, p. ej., fenómenos de rozamiento, y por tanto, que no se considere la viscosidad, la transformación adiabática reversible se denomina isentrópica.

Se demuestra que en una transformación de este tipo se verifica:

$p \cdot V^{\gamma} = cte.$ o entre los estados 1 y 2 que:

$$p_1 \cdot V_1^{\gamma} = p_2 \cdot V_2^{\gamma} \quad [1.9]$$

en donde γ es una constante que depende únicamente del gas, y se denomina *coeficiente adiabático,* representando el cociente entre calor específico del gas a presión constante, y el calor específico del gas a volumen constante. A temperaturas elevadas γ disminuye ligeramente.

Para el aire, el valor de γ es aproximadamente de 1,4.

La ecuación [1.9] refiriéndola a densidades, en vez de a volúmenes, la podemos escribir:

$$\frac{p_1}{\rho_1^{\gamma}} = \frac{p_2}{\rho_2^{\gamma}} \text{ o bien: } \frac{p}{\rho^{\gamma}} = cte. \quad [1.10]$$

Este tipo de transformación se presenta muy frecuentemente en fluidos ideales, cuando las transformaciones son muy rápidas, y no hay tiempo para que exista intercambio de calor, como veremos en algún caso posteriormente.

1.8. LEYES DE NEWTON. UNIDADES

De forma breve se van a recordar en este apartado los enunciados de las leyes de Newton así como las unidades que se utilizan en el Sistema Internacional, SI.

1.ª Ley de Newton. Se la conoce como *principio o ley de la inercia* (aunque en la literatura anglosajona se la puede conocer como ley de la continuidad).

Todo cuerpo permanece en su estado de reposo o de movimiento rectilíneo y uniforme (velocidad constante) mientras que no actúe ninguna fuerza sobre él.

2.ª Ley de Newton. *Si un cuerpo de masa* m *está sometido a una fuerza* F *experimenta una aceleración* a *proporcional a la fuerza.*

Se expresa por la ecuación

$$F = m \cdot a \qquad [1.11]$$

como la aceleración es $a = dV/dt$ puede escribirse también

$$F = m \cdot dV/dt \qquad [1.12]$$

$$F \cdot dt = m \cdot dV$$

$$F \cdot \Delta t = m \cdot \Delta V \qquad [1.13]$$

Recordemos que se denomina a:

$F \cdot \Delta t$ impulso de la fuerza F

$m \cdot V$ cantidad de movimiento

$m \cdot \Delta V$ variación de la cantidad de movimiento

por lo que también se puede expresar así: *el impulso es igual a la variación de la cantidad de movimiento.*

3.ª Ley de Newton. *Principio de la acción y la reacción.*

Si un cuerpo ejerce una fuerza sobre otro éste ejerce una fuerza igual y de sentido contrario sobre el primero.

Las unidades del SI son:

Masa	kg	kilogramo	Densidad	kg/m³	
Fuerza	N	Newton	Temperatura	K	grado Kelvin
Longitud	m	metro	Fuerza	N	newton
Tiempo	s	segundo	Trabajo	J	julio = N · m
Velocidad	m/s		Presión	Pa	pascal = N/m²
Aceleración	m/s²		Potencia	W	watio = J/s

1.9. ECUACIÓN FUNDAMENTAL DE LA FLUIDOESTÁTICA

Consideremos dentro de un fluido en reposo, por ejemplo, la atmósfera, un disco aislado mentalmente, fig. 1.2, entre las alturas h y $h + dh$, y sea S la sección del cilindro. Como el fluido está en reposo la suma de todas las fuerzas que origina la presión debe ser nula. Por razones de simetría las fuerzas horizontales (laterales) debidas a la presión se anulan unas con otras dando resultante nula. En la dirección vertical existe hacia arriba la fuerza ejercida por la presión p de valor: $p \cdot S$, y hacia abajo la fuerza debida a la presión $p + dp$ de valor $(p + dp) . S$, más el peso del fluido contenido en el cilindro de valor: volumen por peso específico: $(S \cdot dh) . (\rho \cdot g)$. La suma de las fuerzas hacia abajo debe ser igual a la de las fuerzas hacia arriba:

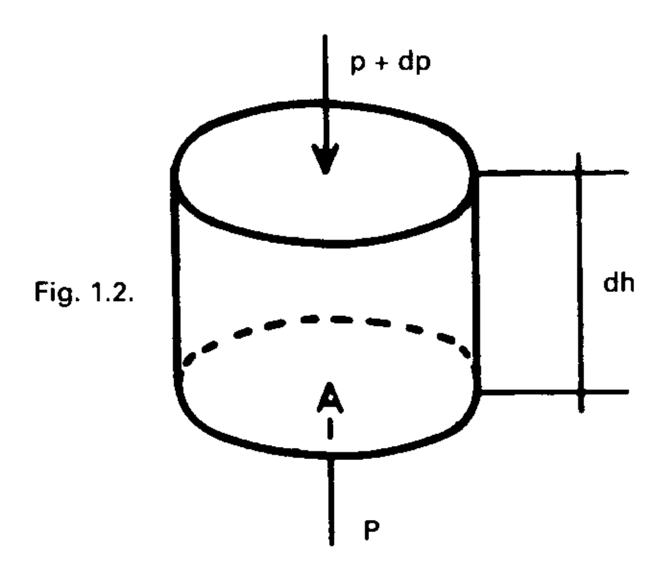


Fig. 1.2.

$(p + dp) \cdot S + S \cdot dh \cdot \rho \cdot g = p \cdot S$, simplificando $\boxed{dp = -\rho \cdot g \cdot dh}$ [1.14]

El signo negativo indica que la presión disminuye conforme aumenta la altitud.

1.10. VELOCIDAD DEL SONIDO EN EL AIRE

Consideramos el sonido como cualquier tipo de variación de la presión del aire. Estas variaciones de presión actúan sobre el órgano auditivo humano, transformándose en sensaciones que van al cerebro. El hombre sólo percibe las variaciones de presión cuando están comprendidas en un margen de frecuencias de, aproximadamente, 20 a 20.000 ciclos por segundo.

La variación de la presión en un lugar determinado de la atmósfera, producida por un cuerpo que se mueve en la masa de aire haciendo variar el campo de presiones, por variaciones de presión originadas por la voz humana, etc., se propagan desde el punto en donde tienen lugar, en todas las direcciones, con una velocidad determinada, amortiguándose su intensidad a medida que crece la distancia al punto origen de la perturbación sonora (de presiones).

Las variaciones de presión se propagan en un movimiento ondulatorio longitudinal con una velocidad que es la velocidad del sonido.

Mediante estudios teóricos (confirmados experimentalmente) basados en la velocidad de propagación de movimientos ondulatorios, y en la hipótesis (real) de que las perturbaciones de presión son lo suficientemente rápidas como para que no haya tiempo de que exista intercambio de calor, es decir, que la serie de fenómenos que ocurren son adiabáticos, el aire es muy mal conductor del calor, se demuestra que la velocidad del sonido o de pro-

pagación de las variaciones de presión en una atmósfera de presión p, y densidad ρ es:

$$C = \sqrt{\gamma \cdot \frac{p}{\rho}} \qquad C = \sqrt{\gamma \cdot R' \cdot T} \qquad [1.15]$$

en donde γ es el coeficiente de las transformaciones adiabáticas que depende del tipo de gas en que tiene lugar la transformación, pero que para cada uno tiene un valor constante (para el aire, aproximadamente, $\gamma = 1{,}4$)

En esta fórmula, γ y R' son dos valores fijos, luego es interesante fijarse que la velocidad del sonido depende, pues, únicamente del valor de la temperatura expresada en grados Kelvin.

La ecuación [1.15] podemos escribirla $C = \sqrt{\frac{\gamma R' T}{T_0} \cdot T_0}$

siendo T_0 el valor de la temperatura en °K a nivel del mar, y en atmósfera tipo:

$$C = \sqrt{\gamma \cdot R' \cdot T_0} \; \sqrt{\frac{T}{T_0}}$$

el primer radicando será la velocidad de propagación del sonido al nivel del mar y atmósfera tipo, llamémoslo C_0 queda:

$$C = C_0 \sqrt{\theta} \qquad [1.16]$$

$$C_0 = 340{,}294 \ m/s.$$

$$C = 340{,}294 \sqrt{\theta} \ m/s.$$

o bien teniendo en cuenta que 1 kt = 0,51444 m/s, resulta aproximadamente:

$$C = 661{,}5 \sqrt{\theta} \ kt \qquad [1.17]$$

La velocidad del sonido disminuirá con la altitud.

Es muy usual representar la velocidad del sonido por *a* en lugar de por *C* como se hace en este texto.

1.11. ATMÓSFERA TIPO (ESTÁNDAR)

El comportamiento de un avión depende de las propiedades del aire a través del cual se mueve: presión, densidad y temperatura. Expresado de otro modo: depende del estado de la atmósfera.

La atmósfera, o envoltura gaseosa que rodea la tierra, se puede considerar dividida en varias capas, cada una de las cuales tiene sus propias características. En orden ascendente, a nosotros solamente nos interesan las dos primeras capas, denominadas troposfera y estratosfera. La línea imaginaria que separa ambas capas se la conoce con el nombre de tropopausa.

El espacio que ocupa la troposfera no es fijo, cambia con el tiempo y la situación sobre la tierra que se esté considerando.

Como las condiciones atmosféricas, presión, densidad y temperatura, para una altitud determinada, no tienen siempre los mismos valores, siendo prácticamente imposible que existan el mismo conjunto de condiciones en dos días diferentes, es necesario tener unas condiciones estándar de referencia, respecto a las cuales se den los resultados de las actuaciones de un avión o de las pruebas en túnel aerodinámico, con el fin de tener un criterio común de comparación con resultados similares de otros aviones o pruebas.

Este conjunto de condiciones de referencia estándar, o tipo, se conoce con el nombre de Atmósfera Tipo Internacional (ISA) de OACI y se define como aquella que a nivel del mar tiene una temperatura de 15 °C y una presión de 760 mm de mercurio (1.013,25 milibares), disminuyendo la temperatura a razón de 6,5 °C por cada kilómetro de altitud que se ascienda, o lo que es igual *1,98 °C por cada 1.000 ft,* hasta los 11 km en donde se considera que está la tropopausa, a partir de ahí, en la estratosfera se considera que la temperatura permanece cte. con un valor de –56,5 °C hasta los 20 km. Desde aquí hasta los 32 km se considera que la temperatura aumenta a razón de 1 °C por cada km.

Con los valores a SL, de la presión, temperatura y, por tanto, de la densidad, y la variación de temperatura con la altitud, con la ayuda de las ecuaciones de la fluidostática y de los gases perfectos, es posible determinar los valores de la presión, densidad y temperatura para cada altitud, siendo el resultado práctico de los anteriores requisitos una tabla en la que se dan dichos valores y de algunos otros parámetros para cada altitud.

Entre las hipótesis que se hacen en la determinación de esta atmósfera de referencia, o atmósfera tipo, están la de que el aire es un fluido que obedece la ecuación de los gases perfectos, desprovisto de humedad (no contiene vapor de agua) y de polvo, y también la de que gira con la tierra, y que, consecuentemente, cada partícula atmosférica está sometida a la acción de la fuerza centrífuga debido a la rotación terrestre, por supuesto, está sometida también a la fuerza de atracción terrestre.

Como resumen de lo expuesto, la ISA es una atmósfera ideal, inexistente en la realidad y que se puede definir como aquella que cumple las siguientes condiciones:

1.ª Tiene a SL unos valores fijos, ya definidos, de presión, densidad y temperatura: p_0, ρ_0 y T_0.

2.ª Existe una variación determinada de la temperatura con la altitud.

Altitud en KM	Variación de la temperatura °C/km	Valor de la temperatura
0		288,15 °K = 15 °C
	–6,5	
11		216,65 °K = –56,5 °C
	0,0	
20		216,65 °K = –56,5 °C
	+1,0	
32		228,65 °K = –44,5 °C

3.ª Cumple la ecuación de los gases perfectos, por ejemplo, ecuación 1.3, $p/\rho = R' T$.

4.ª Cumple la ecuación 1.14 de la fluidostática, $dp = -\rho \cdot g \cdot dh$.

CONSTANTES PRIMARIAS

Nombre	Símbolo	SI (MKS)	Unid. inglesas ft-slug-s	Otras unidades	
Presión a SL e ISA	p_0	101325 Pa	2116,22 lb_f/ft^2	29,92 "Hg	760 mm HG
				1013,25 mb	14,7 p.s.i.
Densidad a SL e ISA	ρ_0	1,225 kg/m^3	$2{,}377 \cdot 10^{-3}$ $slug/ft^3$	0,076474 $lb_m \cdot ft^{-3}$	
Temperatura a SL e ISA	T_0	288,15 °K	518,69 °R	15 °C	59 °F
Viscosidad absoluta a SL e ISA	μ_0	$1{,}7894 \cdot 10^{-5}$ $kg \cdot m^{-1} \cdot s^{-1}$	$3{,}737 \cdot 10^{-7}$ $slug \cdot ft^{-1} \cdot s^{-1}$	$1{,}2024 \cdot 10^{-5}$ $lb_m \cdot ft^{-1} \cdot s^{-1}$	
Viscosidad cinemática a SL e ISA	υ_0	$1{,}4607 \cdot 10^{-5}$ m^2/s	$1{,}5723 \cdot 10^{-4}$ $ft^2 \cdot s^{-1}$		
Velocidad del sonido a SL e ISA	C_0	340,294 m/s	1116,45 ft/s	661,5 kt	
Gravedad	g	9,80665 m/s^2	32,17405 ft/s^2		
Cte. universal de los gases perf.	R	8,31432 J/(mol · °K)		1545,31 ft . $lb_f/(lb_m$-mol · °R)	
Cte. R referida al aire	R'	287,05 J/(kg · °K)	1716,5 $ft^2/(s^2 \cdot °R)$	53,352 ft . $lb_f/(lb_m$ · °R)	
Cte. adiabát.	γ	1,4	1,4		

En la fig. 1.3 se representa la variación de la temperatura con la altitud, y en la fig. 1.4 la variación de la presión relativa δ y de la densidad relativa σ, suponiendo en todos los casos que la atmósfera es la ISA. Se puede observar que la presión disminuye más rápidamente que la densidad conforme se sube.

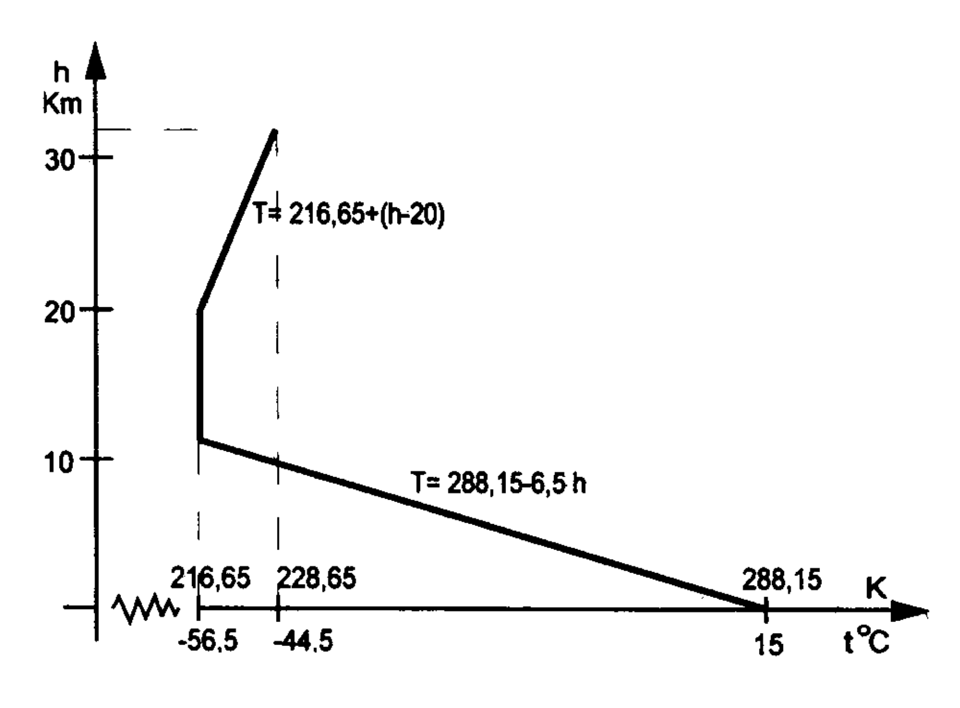


Fig. 1.3.

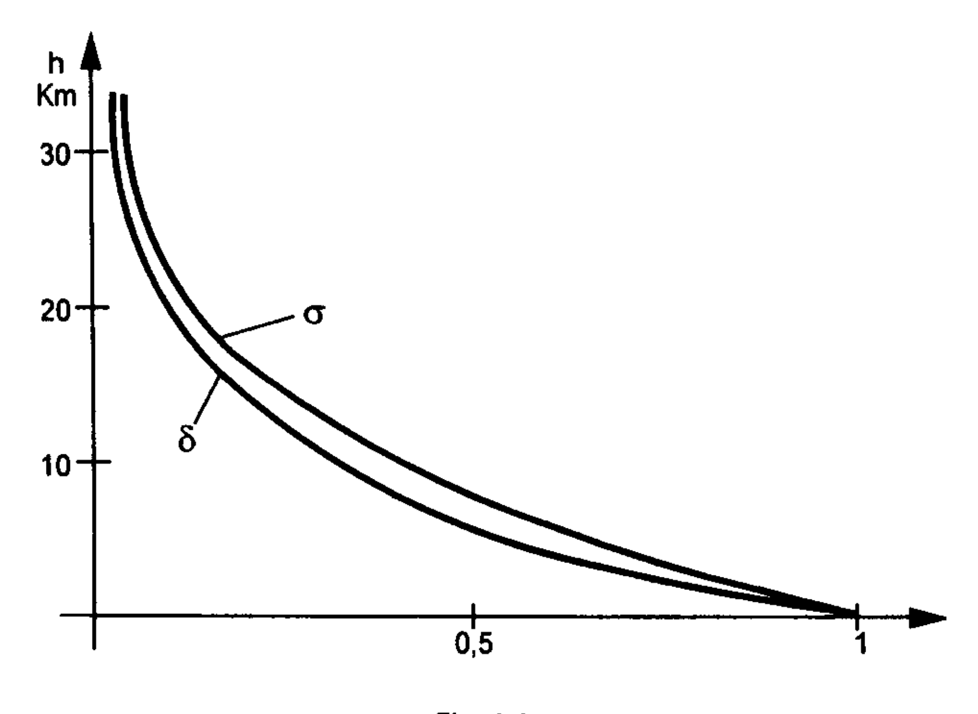


Fig. 1.4.

Partiendo de las condiciones anteriores se pueden hallar las expresiones matemáticas que dan los valores de la presión, densidad y temperatura en función de la altitud, y de las cuales se obtendría la tabla de la ISA.

Disponemos de las condiciones 3.ª y 4.ª, ecuaciones de los gases perfectos y fluidostática, y de la expresión matemática, elemental, de la condición 2.ª que proporciona la temperatura en función de la altitud:

Para h < 11 km $\quad T = 288,15 - 0,0065\,h \quad (h \text{ en metros})$ [1.18]

Para 11 km < h < 20 km $\quad T = 216,65\ °K = -56,5\ °C$

Si eliminamos ρ de las ecuaciones de la fluidostática y de los gases perfectos

$$\left.\begin{aligned} dp &= -\rho \cdot g \cdot dh \\ \frac{p}{\rho} &= R' \cdot T \end{aligned}\right\} \qquad dp = -\frac{p}{R' \cdot T} \cdot g \cdot dh$$

sustituyendo T por su expresión matemática queda

Para h < 11 km $\quad \dfrac{dp}{p} = -\dfrac{g}{R'} \cdot \dfrac{dh}{288,15 - 0,0065 \cdot h}$ [1.19]

Para 11 km < h < 20 km $\quad \dfrac{dp}{p} = -\dfrac{g}{R'} \cdot \dfrac{dh}{216,65}$ [1.20]

Integrando [1.19] entre p y p_o, sustituyendo valores, g = 9,806 m/s^2 y R' = 287,05 J/(kg °K), queda, para h expresado en metros:

Para h < 11 km $\quad \dfrac{p}{p_o} = \delta = (1 - 22,557 \cdot 10^{-6} \cdot h)^{5,256}$ [1.21]

El valor de la presión en la tropopausa lo obtenemos sustituyendo en la anterior ecuación el valor h = 11.000 m:

$$p_{11} = p_0\,(1 - 22,557 \cdot 10^{-6} \,.\, 11.000)^{5,256} = p_0 \cdot 0,22336 = 226,32\ mb$$

Integrando ahora la ec. (1.20) entre p y p_{11} (p_{11} presión a 11 km)

Para 11 km < h < 20 km $\quad \dfrac{p}{p_{11}} = e^{-157,69 \cdot (h - 11,000) \cdot 10^{-6}}$ [1.22]

en donde si sustituimos el valor de p_{11}, hallado anteriormente:

$$\frac{p}{p_0 \cdot 0,22336} = e^{-157,69 \cdot (h - 11,000) \cdot 10^{-6}}$$

de donde:

Para 11 km < h < 20 km $\quad \delta = \dfrac{p}{p_0} = 0,22336 \cdot e^{-157,69 \cdot (h - 11,000) \cdot 10^{-6}}$ [1.23]

Las ecuaciones obtenidas (1.18), (1.21) y (1.23) dan los valores de la temperatura y de la presión en función de la altitud, y para valores de ésta menores de 11 km y entre 11 y 20 km.

Basándose en la ec. de los gases perfectos es fácil obtener la expresión de la densidad, partiendo de las expresiones ya hallada de la presión y temperatura.

Vamos a utilizar la ec. de los gases perfectos en la forma dada por la ec. (1.8), para ello veamos cuáles son primeramente los valores de θ, dividiendo en la ec. [1.18] por T_0:

Para h < 11 km $\theta = \dfrac{T}{T_0} = 1 - \dfrac{0,0065\,h}{288,15} = 1 - 22,557 \cdot h \cdot 10^{-6}$ [1.24]

Para 11 km < h < 20 km $\theta = \dfrac{216,65}{288,15} = 0,7518$ [1.25]

Por la ecuación [1.8]: $\sigma = \delta/\theta$ sustituyendo las ecuaciones [1.21] y [1.24]:

Para h < 11 km $\sigma = \dfrac{\rho}{\rho_0} = (1 - 22,557 \cdot 10^{-6} \cdot h)^{4,256}$ [1.26]

El valor de la densidad a 11 km, ρ_{11} se obtiene sustituyendo en la ec. anterior el valor h = 11.000 m.

$$\rho_{11} = \rho_0 (1 - 0,248127)^{4,256} = \rho_0 \cdot 0,297 = 0,3639\ kg/m^3$$

Sustituyendo ahora las ec. [1.23] y [1.25] en la ec. [1.8]

Para 11 km < h < 20 km

$$\sigma = \frac{0,22336 \cdot e^{-157,69 \cdot (h - 11,000) \cdot 10^{-6}}}{0,7518} = 0,297 \cdot e^{-157,69 \cdot (h - 11,000) \cdot 10^{-6}} \qquad [1,27]$$

Para h < 11 km se pueden obtener otras relaciones eliminando h entre las ec. [1.21] y [1.24].

$$\delta = \theta^{5,256} \qquad [1.28]$$

y ésta, junto con la de los gases perfectos, nos da:

$$\sigma = \theta^{4,256} \qquad (1.29)$$

Resumiendo:

Ecuaciones válidas en la troposfera h < 11 km y h expresado en m:

$$\left.\begin{array}{l} \theta = 1 - 22,557 \cdot h \cdot 10^{-6} \\ \delta = \theta^{5,256} \\ \sigma = \theta^{4,256} \end{array}\right\} \qquad [1.30]$$

Dentro de este margen de altitud, menos de 36.090 ft (11 km), existen algunas fórmulas aproximadas que proporcionan los valores de la densidad relativa, así tenemos:

$\sigma = \dfrac{66 - H}{66 + H}$ Donde H es la altitud en miles de pies. [1.31]

$$\sqrt{\sigma} = \frac{132 - H}{132 + H} \qquad [1.32]$$

Por ejemplo, para 10.000 pies, los valores de σ y $\sqrt{\sigma}$ para atmósfera tipo, los obtendríamos sustituyendo $H = 10$ en las fórmulas anteriores:

$$\sigma = 0,738 \quad \sqrt{\sigma} = 0,859$$

Ecuaciones válidas en la estratosfera para 11 km < h < 20 km y h expresado en m:

$$\left.\begin{array}{l} \theta = 0,7518 \\ \delta = 0,22336 \cdot e^{-157,69 \cdot (h - 11.000) \cdot 10^{-6}} \\ \sigma = 0,297\ e^{-157,69 \cdot (h - 11.000) \cdot 10^{-6}} \end{array}\right\} \qquad [1.33]$$

ATMÓSFERA TIPO INTERNACIONAL (ISA)

Altitud pies	Temp. °C	Presión p mb	σ	$\sqrt{\sigma}$	δ	θ	V. sonido C Kt	Visco. cinem. x 10^{-5} m^2/s
0	15,0	1013,25	1,000	1,000	1,000	1,000	661,5	1,460
1.000	13,0	977,17	,971	,985	,964	,993	659,2	1,496
2.000	11,0	942,13	,943	,971	,929	,986	656,9	1,532
3.000	9,1	908,12	,915	,956	,896	,979	654,6	1,570
4.000	7,1	875,10	,888	,942	,863	,972	652,3	1,609
5.000	5,1	843,07	,862	,928	,832	,966	650,0	1,649
6.000	3,1	811,99	,836	,914	,801	,959	647,7	1,691
7.000	1,1	781,85	,811	,900	,772	,952	645,4	1,733
8.000	– 0,8	752,62	,786	,886	,743	,945	643,0	1,777
9.000	– 2,8	724,28	,762	,873	,715	,938	640,7	1,823
10.000	– 4,8	696,81	,738	,859	,688	,931	638,3	1,870
11.000	– 6,8	670,20	,715	,846	,661	,924	636,0	1,919
12.000	– 8,8	644,41	,693	,832	,636	,917	633,6	1,969
13.000	–10,7	619,43	,671	,819	,611	,911	631,2	2,021
14.000	–12,7	595,24	,650	,806	,587	,904	628,8	2,075
15.000	–14,7	571,82	,629	,793	,564	,897	626,4	2,130
16.000	–16,7	549,15	,609	,781	,542	,890	624,0	2,187
18.000	–20,7	506,00	,570	,755	,499	,876	619,2	2,308
20.000	–24,6	465,63	,533	,730	,459	,862	614,3	2,438
22.000	–28,6	427,91	,498	,705	,422	,849	609,4	2,577
24.000	–32,5	392,71	,464	,681	,388	,835	604,4	2,726
26.000	–36,5	359,89	,432	,658	,355	,821	599,4	2,886
28.000	–40,5	329,32	,403	,634	,325	,807	594,4	3,059
30.000	–44,4	300,89	,374	,612	,297	,794	589,3	3,244
32.000	–48,4	274,49	,347	,589	,271	,780	584,2	3,445
34.000	–52,4	249,99	,322	,567	,247	,766	579,0	3,661
36.000	–56,3	227,29	,298	,546	,224	,752	573,8	3,895
38.000	–56,5	206,46	,271	,521	,204	,751	573,6	4,282
40.000	–56,5	187,54	,246	,496	,185	,751	573,6	4,714
42.000	–56,5	170,35	,224	,473	,168	,751	573,6	5,189
44.000	–56,5	154,74	,203	,451	,153	,751	573,6	5,713
46.000	–56,5	140,56	,185	,430	,139	,751	573,6	6,290
48.000	–56,5	127,67	,168	,409	,126	,751	573,6	6,924
50.000	–56,5	115,97	,152	,390	,114	,751	573,6	7,623
52.000	–56,5	105,34	,138	,372	,104	,751	573,6	8,392
54.000	–56,5	95,69	,126	,354	,094	,751	573,6	9,239
56.000	–56,5	86,92	,114	,338	,086	,751	573,6	10,17
58.000	–56,5	78,95	,104	,322	,078	,751	573,6	11,19
60.000	–56,5	71,72	,094	,307	,071	,751	573,6	12,32
62.000	–56,5	65,14	,086	,292	,064	,751	573,6	13,57
64.000	–56,5	59,17	,078	,279	,058	,751	573,6	14,94

Hemos visto que la atmósfera ISA se definía por cuatro condiciones, tres de las cuales eran ecuaciones, y que, por otro lado, tratamos con cuatro variables: presión, densidad, temperatura y altitud. Esto nos permite poder expresar tres de las variables en función de la cuarta, esto es lo que hemos realizado, obteniendo p, ρ y T en función de h, de modo que, conocida la altitud, los valores de las otras tres quedan perfectamente definidos. En vez de haber elegido h como variable independiente se podía haber elegido otra cualquiera .

Lo importante que queremos resaltar es que, conocida una sola de las cuatro variables, las otras están *perfectamente determinadas en la ISA.*

En una atmósfera real podemos suponer que se cumplen las ecuaciones de los gases perfectos y de la fluidostática, pero no las condiciones: primera de valores a SL, ni la segunda de variación de la temperatura con la altitud.

Tenemos, pues, las dos ecuaciones

$$p/\rho = R'T$$

$$dp = -\rho \cdot g \cdot dh$$

y cuatro variables: p, ρ, T y h.

En la ecuación de los gases perfectos podemos observar que si conocemos dos valores de alguno de los tres, presión, densidad y temperatura, podemos conocer el otro. De la ecuación de la fluidostática es imposible obtener ningún valor de ninguna variable, para poder utilizarla sería necesaria alguna ecuación más, como, por ejemplo, la variación de alguna variable con la altitud.

El estado de una atmósfera real está definido por dos parámetros cualesquiera de los tres p, ρ y T.

Supongamos que en un punto determinado de la atmósfera se miden y, por tanto, se conocen la presión y la temperatura, por la ecuación de los gases perfectos se puede conocer el valor de la densidad, pero lo que no podremos saber es la altitud del punto considerado, ya que esa densidad puede corresponder a altitudes muy diferentes, dependiendo simplemente, por ejemplo, de que la temperatura sea mayor o menor que la estándar. Otro caso sería si el comportamiento de esa atmósfera fuera el estándar, es decir, si hubiera una ley de variación de la temperatura con la altitud.

Esta imposibilidad de determinar en una atmósfera real la altitud que corresponde a un punto en el que se conozca totalmente su estado, es decir, los tres parámetros, presión, densidad y temperatura, es uno de los motivos que han dado lugar a los términos: altitud presión y altitud densidad, y, aunque menos frecuentemente, altitud temperatura.

En las hipótesis efectuadas se ha supuesto que el aire estaba seco. La presencia de vapor de agua produce, entre otros, los siguientes efectos:

a) Posibilidad de condensación del vapor o de evaporación de las gotas de agua que se hayan formado. Los procesos de condensación liberan gran cantidad de calor que puede alterar la naturaleza de la corriente cuando ésta tiene gran velocidad, manifestándose ya en el régimen transónico.

b) Disminución de la densidad del aire, ya que el vapor de agua es menos denso que el aire seco. En condiciones normales, por ejemplo, 15 °C de temperatura y 50 % de humedad relativa, la disminución de densidad del aire es despreciable. Cuanto mayor es la temperatura mayor es la cantidad de vapor de agua que puede contener el aire. Por este motivo la disminución de densidad se apreciará más en una masa de aire caliente y con mucha humedad.

En los motores de émbolo, cuando operan con mezcla rica, el efecto de la presencia de vapor de agua se manifiesta con una disminución de la potencia, ya que hay menos oxígeno disponible en el proceso de combustión de la mezcla.

1.12. ALTITUD PRESIÓN

Normalmente, cuando se habla de altitud se piensa en la distancia vertical del avión a la superficie terrestre, pero este dato en el fenómeno del vuelo, desde el punto de vista de las actuaciones, no de la seguridad, es irrelevante, porque lo que importa son los valores reales de la presión, densidad y temperatura, independientemente de la distancia vertical a la que se halla el avión del suelo.

Según se ha visto anteriormente, en la atmósfera tipo (ISA), a cada altitud le corresponde una presión y, por tanto, un valor de δ. (También un valor de la densidad y de la temperatura.)

Altitud presión, es la altitud que marca un altímetro cuando se ha reglado con 29,92 pulgadas de Hg o 1.013 milibares.

Altitud presión, es la altitud que correspondería en la ISA a un determinado valor de la presión del aire.

Las dos definiciones anteriores son equivalentes, ya que el altímetro es un instrumento que mide presiones, pero la lectura la da en altitudes, y está construido, cuando el reglaje del mismo se hace con 1.013 mb, de modo que a cada presión que mide, la indicación de altitud que señala es la que correspondería en la ISA.

Por ejemplo, si en una altitud determinada existe una presión de 724,5 mb (que corresponde a un valor de δ = 0,715), en la tabla de la ISA vemos que la altitud correspondiente es 9.000 ft, ese es el valor de la altitud presión de acuerdo con la segunda definición. Pero de acuerdo con primera, un altímetro con el reglaje de 1.013 mb marcaría la altitud presión, 9.000 ft.

Podemos observar que cuanto mayor es el valor de la presión (o de δ) menor es la altitud presión y viceversa.

Esta altitud presión que marca el altímetro, no coincidirá, salvo en rarísimas excepciones, con la altitud real, ya que el altímetro está reglado de acuerdo con la variación correspondiente a la atmósfera tipo, y lo difícil será que esta variación coincida con la real.

Con el altímetro reglado con 29,92 pulgadas de Hg o 1.013 milibares, su lectura da la altitud presión, este reglaje es el que se utiliza en la circulación aérea. El término altitud presión y nivel de vuelo son equivalentes, así, por ejemplo, una altitud presión de 10.000 pies es el nivel de vuelo 100. Los da-

tos que suministran las casas constructoras de aviones vienen indistintamente en una u otra forma, es usual encontrar los datos del «Manual de Operación» del avión en niveles de vuelo y en el «Manual de Vuelo» *(Flight Manual)* en forma de altitud presión.

Resumiendo:

— La altitud presión es importante en las actuaciones del avión porque es un parámetro que se utiliza para el ajuste del empuje de los motores de reacción (*EPR* o N_1, Vid. 7.3) e influye en el empuje suministrado.

— La altitud presión es importante en la navegación para la asignación de niveles de vuelo (FL)

En lo que hemos visto a lo largo de este capítulo, conforme la altitud va aumentando la presión va disminuyendo. Un dato muy útil es a cuántos pies equivale una disminución de un milibar. El valor exacto se obtendrá de la ecuación de la fuidostática, ec. (1.14), en donde despejando

$$dp/dh = -\rho \cdot g$$

ecuación válida tanto para una atmósfera real como para la ISA [Vid. 1.11] Esta expresión nos dice cuánto varía la presión para una variación de altitud. El problema que se plantea es el valor de la densidad que se debe utilizar en dicha fórmula.

Si se utiliza el valor a SL de la ISA:

$$\rho \cdot g = 1{,}225 \cdot 9{,}8 = 12 \text{ Pa/m, que equivale a } 8{,}33 \text{ m/mb}$$

Si se utiliza el valor a 36.000 ft de la ISA:

$$\rho \cdot g = 0{,}365 \cdot 9{,}8 = 3{,}57 \text{ Pa/m, que equivale a } 27{,}96 \text{ m/mb}$$

Como se puede apreciar, el valor buscado depende de la densidad del aire en cada instante, es usual utilizar a altitudes bajas el valor 8.5 m por milibar, que equivale a 28 ft por mb y un valor para altitudes elevadas puede ser 30 m por mb, que equivale a 98 ft por mb.

En los párrafos anteriores se ha venido utilizando el termino «reglaje» o «ajuste» del altímetro. Se utilizan varios tipos de reglaje. Con el término de reglaje se significa la actuación manual del piloto, por la cual, a través de un mando, fija una presión determinada de reglaje, que aparece en una subescala en una ventanilla del altímetro. Esa presión sirve para el altímetro como una presión de refencia, de modo que lo que mide el altímetro es la diferencia entre esa presión de referencia y la presión real, marcando el resultado de esa medida no en presión, sino en pies. Los pies que marca corresponden a los que significaría esa diferencia de presiones en la ISA. *Con el reglaje lo que se hace es modificar el valor de la presión para la cual el altímetro indicaría cero. El valor de altitud cero es el que corresponde a esa presión de referencia que aparece en la ventanilla*. Por ejemplo, si se hace el reglaje con una presión de 1.000 mb, éste será el valor que aparecerá en la ventanilla, y cuando la presión real sea de 1.000 mb el altímetro marcará cero.

Reglaje estándar: El valor de la presión de referencia es 1.013 mb, cuando la presión real es de 1.013 mb la indicación del altímetro es cero.

Reglaje QFE: El valor de la presión de referencia es el de la presión real en el punto considerado. Cuando existe esa presión real el altímetro marca cero.

QFE = Valor de la presión en el punto que se está considerando.

Reglaje QNH: Supongamos que estamos situados en un aeródromo con una elevación determinada. En el reglaje QNH la presión de referencia que se fija en la subescala debe ser tal que la altitud que marca el altímetro coincide con la elevación del aeródromo.

QNH = Si la atmósfera fuera la ISA, sería el valor que la presión tenía que tener a SL para que el altímetro marcara la elevación del aeródromo donde está situado.

Existen dos métodos para conocer prácticamente la altitud presión:

— Reglando el altímetro con 29,92" de Hg (1.013,25 mb) y leyendo la altitud en el mismo.
— El que se puede aplicar para determinar la altitud presión en los aeródromos, que consiste en que, conocido el valor del QFE, valor real de la presión en la elevación del aeródromo, a esa presión real le corresponde en la ISA una altitud que, por definición, es la altitud presión.

Por ejemplo, si en un aeropuerto nos dicen que el QFE es de 23,98" de Hg, la altitud presión es 6.000 ft, obtenido de modo inmediato de la tabla de la ISA.

La correspondencia entre valores de QFE y altitudes presión es, en definitiva, la que existe en la tabla de la ISA entre las columnas de altitud y valores de la presión.

En los «Manuales de Vuelo» es usual encontrar tablas que constan de las dos columnas citadas para efectuar la conversión de QFE a altitudes presión.

Como resumen de lo expuesto podemos decir que un altímetro situado en un mismo punto de la atmósfera indicará diferentes altitudes, dependiendo de cuál sea el valor de la presión de referencia que el piloto selecciona. Veámoslo con un ejemplo, sea un punto en el cual hay una presión de 812 mb, que equivale a un valor $\delta = 0{,}801$, las indicaciones para diversos reglajes, serían:

— Con reglaje estándar, 1.013 mb, marcaría el valor de la altitud presión, 6.000 ft.
— Con reglaje QFE, 812 mb, marcaría cero ft.
— Con un reglaje de, por ejemplo, 824 mb, la diferencia de la presión real con la de referencia es, en este caso, de 12 mb, y, aproximadamente, la indicación del altímetro sería: 12 mb . 28 ft/mb = 336 ft.

1.13. ALTITUD DENSIDAD

Es el término más adecuado para referir las actuaciones del avión en el caso de que la atmósfera no sea la ISA, debido a que, como veremos más adelante, las fuerzas que se originan sobre el avión, sustentación y resistencia, dependen del valor de la densidad del aire.

Junto con la densidad, la temperatura del aire también tiene una gran importancia en las actuaciones del avión, aunque la presión también influye porque afecta a la potencia o al empuje que son capaces de dar los motores.

Altitud densidad, es la altitud que correspondería en la ISA, a una determinada densidad del aire; la altitud densidad será igual a la altitud real cuando la atmósfera sea la tipo.

CONVERSIÓN DE QFE (mb-pulgadas Hg) EN ALTITUD PRESIÓN

QFE mb	in. HG	ALT PRES ft	QFE mb	in. HG	ALT PRES ft	QFE mb	in. HG	ALT PRES ft
1.038	30,65	–669	958	28,29	1.543	878	25,93	3.911
1.036	30,59	–615	956	28,23	1.601	876	25,87	3.973
1.034	30,53	–562	954	28,17	1.658	874	25,81	4.034
1.032	30,47	–508	952	28,11	1.715	872	25,75	4.096
1.030	30,42	–454	950	28,05	1.773	870	25,69	4.157
1.028	30,36	–400	948	27,99	1.831	868	25,63	4.219
1.026	30,30	–346	946	27,94	1.889	866	25,57	4.281
1.024	30,24	–292	944	27,88	1.947	864	25,51	4.343
1.022	30,18	–238	942	27,82	2.005	862	25,45	4.405
1.020	30,12	–184	940	27,76	2.062	860	25,40	4.468
1.018	30,06	–129	938	27,70	2.120	858	25,34	4.531
1.016	30,00	– 74	936	27,64	2.178	856	25,28	4.593
1.014	29,94	– 20	934	27,58	2.236	854	25,22	4.656
1.012	29,88	34	932	27,52	2.294	852	25,16	4.718
1.010	29,83	89	930	27,46	2.353	850	25,10	4.781
1.008	29,77	144	928	27,40	2.412	848	25,04	4.844
1.006	29,71	199	926	27,34	2.471	846	24,98	4.907
1.004	29,65	254	924	27,29	2.530	844	24,92	4.970
1.002	29,59	309	922	27,23	2.589	842	24,86	5.033
1.000	29,53	364	920	27,17	2.647	840	24,81	5.097
998	29,47	419	918	27,11	2.707	838	24,75	5.161
996	29,41	475	916	27,05	2.767	836	24,69	5.225
994	29,35	530	914	26,99	2.826	834	24,63	5.289
992	29,29	586	912	26,93	2.885	832	24,57	5.353
990	29,23	641	910	26,87	2.944	830	24,51	5.417
988	29,18	697	908	26,81	3.004	828	24,45	5.481
986	29,12	753	906	26,75	3.064	826	24,39	5.545
984	29,06	809	904	26,70	3.124	824	24,33	5.610
982	29,00	865	902	26,64	3.183	822	24,27	5.675
980	28,94	921	900	26,58	3.243	820	24,21	5.740
978	28,88	977	898	26,52	3.303	818	24,16	5.805
976	28,82	1.033	896	26,46	3.363	816	24,10	5.870
974	28,76	1.089	894	26,40	3.424	814	24,04	5.935
972	28,70	1.145	892	26,34	3.484	812	23,98	6.000
970	28,64	1.202	890	26,28	3.545	810	23,92	6.065
968	28,59	1.259	888	26,22	3.606	808	23,86	6.131
966	28,53	1.316	886	26,16	3.667	806	23,80	6.197
964	28,47	1.373	884	26,10	3.728	804	23,74	6.263
962	28,41	1.430	882	26,05	3.789	802	23,68	6.329
960	28,35	1.486	880	25,99	3.850	800	23,62	6.394

Por ejemplo, si en un determinado punto de la atmósfera la densidad tiene un valor de 0,4937 kg/m^3 (que corresponde a un valor de σ = 0,403),en la tabla de la ISA vemos que la altitud correspondiente es de 28.000 ft , éste es el valor de la altitud densidad.

A veces en la literatura aeronáutica nos encontramos con el término altitud temperatura que es la altitud que corresponde en la ISA a una temperatura determinada. Este término carece de sentido en aquellas zonas de la atmósfera en las que la temperatura permanece constante. Sólo es válido para la troposfera.

A bordo del avión no existen aparatos para medir la densidad del aire, por tanto, no es posible conocer directamente la altitud densidad.

Por el contrario se pueden conocer directamente, la presión o altitud presión con el altímetro, reglado con 1.013 mb, y la temperatura. Por la ecuación de los gases perfectos en su forma [1.3] o [1.8], conocidas la presión y la temperatura es inmediato determinar el valor de la densidad y de la altitud densidad. Lo más usual es que en la literatura sobre actuaciones y en los Manuales de Vuelo se presenta un gráfico como el de la fig. 1.5. En el que entrando con la temperatura exterior y siguiendo la vertical hasta el valor de la altitud presión se obtiene en la escala vertical el valor de la altitud densidad. Es una forma gráfica de resolver la ecuación de los gases perfectos.

Este gráfico permite calcular la altitud densidad (densidad) para cualquier combinación de los valores de presión (altitud presión) y temperatura del aire.

En el referido gráfico se puede comprobar también lo que sabemos por la ecuación de los gases perfectos: que un determinado valor de la presión puede ser posible para muchas combinaciones de la densidad (o de la altitud densidad) y de la temperatura. Véase que los valores correspondientes de una presión (altitud presión) cte. son una línea y que existen una infinidad de valores de temperatura y densidad que pueden corresponder a dicha presión. Así, por ejemplo, la altitud presión de 22.000 ft es posible para las siguientes combinaciones de valores entre otros:

–20 °C y 23.000 ft de altitud densidad.

–45 °C y 20.000 ft de altitud densidad.

En el gráfico se observa que la combinación de valores de presión y temperatura que corresponden a un punto de la ISA están unidos por una línea, y que en este caso la altitud presión tiene el mismo valor que la altitud densidad.

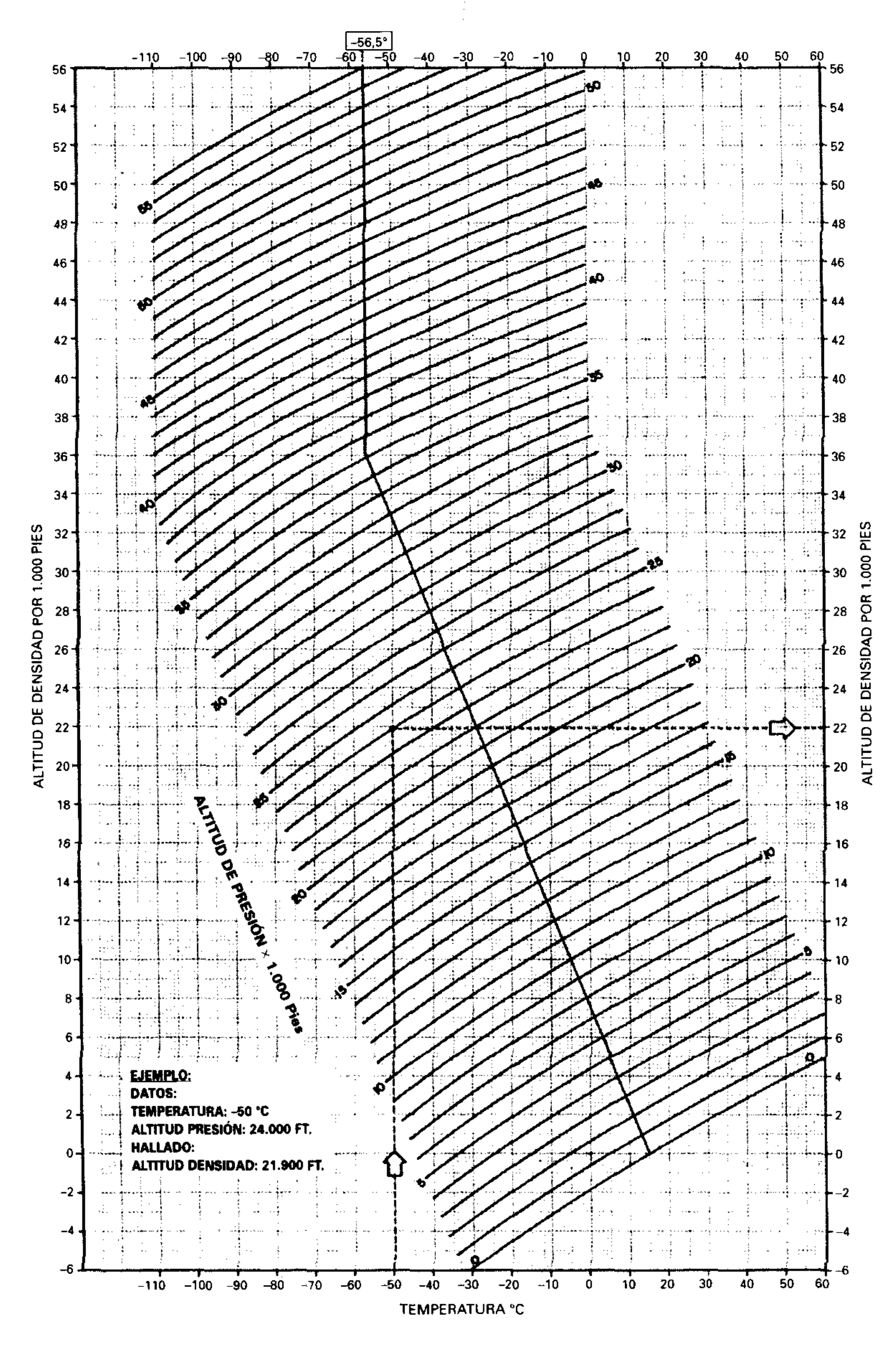

-56,5°
ALTITUD DE DENSIDAD POR 1.000 PIES
ALTITUD DE PRESIÓN × 1.000 Pies
TEMPERATURA °C
EJEMPLO:
DATOS:
TEMPERATURA: -50 °C
ALTITUD PRESIÓN: 24.000 FT.
HALLADO:
ALTITUD DENSIDAD: 21.900 FT.

Fig. 1.5.

Efecto de la temperatura sobre la densidad

Por la ecuación de los gases perfectos o de la fig. 1.5 se deduce que *si la presión permanece cte.:* Un aumento de temperatura significa una disminución de densidad (un aumento de altitud densidad) y viceversa. Comparando a una presión cte. (altitud presión cte.) en la fig. 1.5 las altitudes densidades que corresponden a la temperatura estándar y a una temperatura diferente a la estándar vemos que cuando la temperatura es superior a la estándar la altitud densidad es mayor y viceversa, por ejemplo:

- Altitud presión = 10.000 ft = cte.
- Temp. Std = –5 °C — Altitud densidad = 10.000 ft
- Temp. Std + 10 °C = +5 °C — Altitud densidad = 11.200 ft

En el caso de que la presión no permanezca cte., los efectos de la temperatura y de la presión sobre la densidad son opuestos y no se puede afirmar nada con exactitud sin conocer perfectamente los valores de p y T.

Efecto de la presión sobre la densidad

Razonando de modo análogo al caso anterior, *si la temperatura permanece cte.:* Un aumento de presión significa un aumento de densidad (disminución de la altitud densidad) y viceversa. Si la temperatura no permanece cte. no se puede afirmar nada sin conocer perfectamente los valores de p y T.

Resumiendo: las actuaciones de los aviones deberían darse en función de la densidad, por las dificultades que presenta el uso de esta variable, se usa la presión altitud con correcciones por desviación de la temperatura tipo (ISA).

A lo largo de este capítulo hemos dicho que la altitud presión influye en el empuje que proporcionan los motores y que la altitud densidad tiene gran influencia en el valor de las fuerzas que se originan sobre el avión, sin que la altitud real o geométrica tenga ninguna importancia en los aspectos anteriormente indicados.

El concepto de altitud geométrica sólo es importante desde el punto de vista de despeje de obstáculos. Con el reglaje *QNH* del altímetro la medida del mismo es la correspondiente a la elevación del aeropuerto. Conviene tener en cuenta como se verá en el apartado siguiente que si la temperatura es inferior a la estándar las altitudes marcadas son superiores a las reales. Las altitudes reales de los obstáculos y las marcadas por el altímetro con el reglaje *QNH* sólamente coincidirán si la variación de temperatura es la que corresponde a la ISA.

Si se conoce el valor del *QFE* la obtención del *QNH* es una sencilla operación, aunque aproximada, así si se toma como valor para disminución de 1 mb en presión el de una variación de la altura de 28 ft se tiene:

QNH = QFE + (Elevación del campo en ft)/ 28

Ej.: *QFE = 980 mb* — *Elevación: 1.500 ft*

QNH = 980 + 1500/28 = 1.033 mb

1.14. ERRORES ALTIMÉTRICOS

Los errores en la medida de la altitud pueden ser de tres tipos:

1. Error de instrumento, que es en general pequeño.
2. Error de posición, o estático, que proviene de que la presión detectada no es la estática, sino otra diferente por estar perturbada por el movimiento del avión.
3. Error debido a que la atmósfera no es la atmósfera tipo, y el instrumento está calibrado de acuerdo con ella.

En la fig. 1.6 tenemos la representación de la variación de la altitud con la presión para la atmósfera tipo y vemos que si existe una presión p el altímetro al estar reglado con la atmósfera-tipo marcará la altitud h_p.

Supongamos que la temperatura sea menor (atmósfera fría) que la temperatura tipo, entonces por la ecuación de los gases perfectos:

$$\rho = \frac{p}{R' T}$$

la densidad que tiene el aire será superior a la que tendría la atmósfera tipo con esa presión, y por la ecuación fundamental de la fluidostática la variación de la altitud con la presión

$$\frac{dh}{dp} = -\frac{1}{\rho g}$$

será menor que la de la atmósfera tipo al tener ρ un valor mayor.

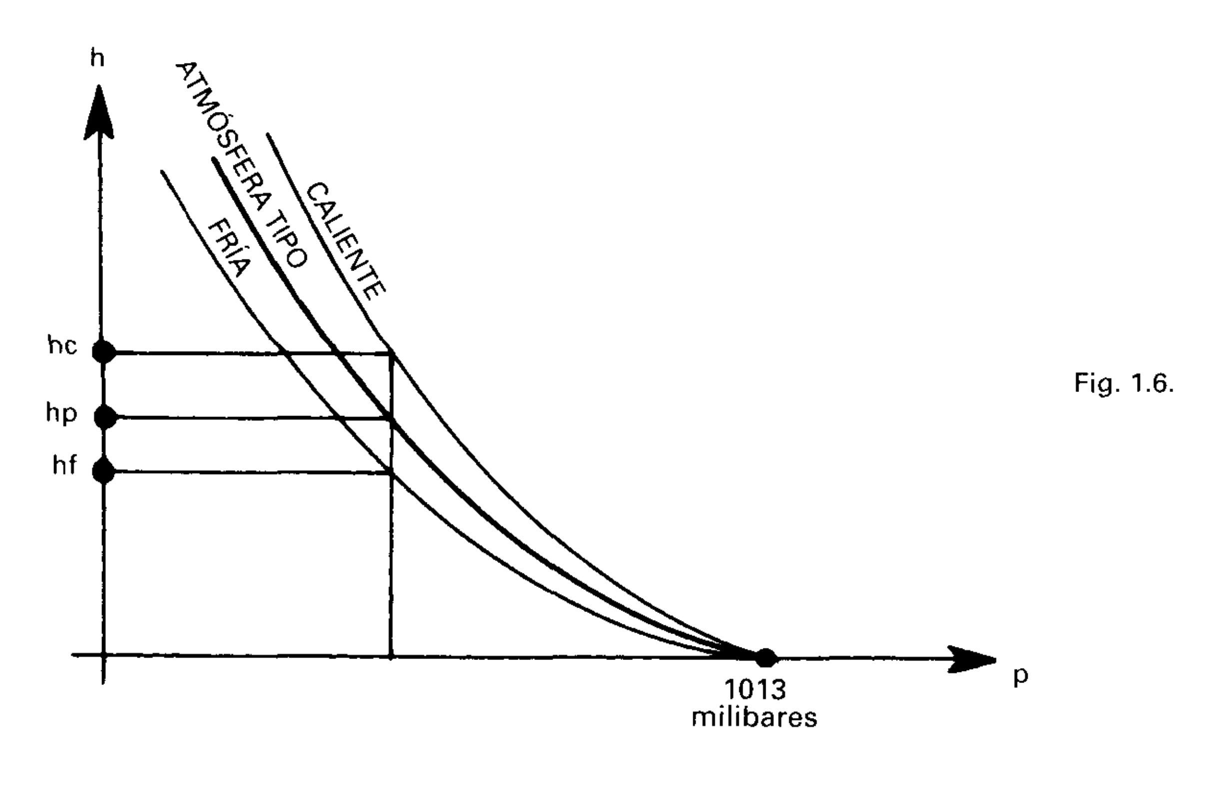


Fig. 1.6.

La curva que representa la atmósfera fría, va por debajo de la atmósfera tipo, y el altímetro marca una altitud h_p superior a la real h_f, lo cual puede ser peligroso, si no se tiene en consideración.

Razonando de forma análoga, veríamos que con temperatura superior a la tipo, la curva de la atmósfera caliente iría por encima, y la indicación de altitud h_p inferior a la real h_c.

1.15. ALTITUD GEOPOTENCIAL Y ALTITUD GEOMÉTRICA

En los cálculos efectuados para la determinación en cada punto de los valores de la ISA, se ha utilizado la ec. 1.14 de la fluidostática

$$dp = -\rho \cdot g \cdot dh$$

y se ha supuesto que el valor de la gravedad, g, era cte., lo que en la realidad no es cierto, ya que su valor disminuye conforme la distancia al centro de la tierra aumenta, pero que simplifica en gran manera la integración de dicha ecuación diferencial.

La altitud que se ha estado manejando en todas las fórmulas es por tanto una altitud ficticia, y que se denomina *altitud geopotencial*, los valores dados en la tabla de la ISA obtenidos a partir de esas ecuaciones corresponden, por tanto, también a altitudes geopotenciales.

La altitud geopotencial viene, por tanto, definida por el hecho de suponer el valor de la gravedad cte. para cualquier altitud e igual su valor al que existe a SL: $g = g_0 = 9{,}80665\ m/s^2$.

La altitud que se mediría dejando caer, por ejemplo, desde un helicóptero, una plomada hasta el nivel del mar, sería la *altitud geométrica*. Si en la ecuación de la fluidostática se hubiera supuesto que g era variable con la altitud, los cálculos se habrían complicado y las altitudes correspondientes serían altitudes geométricas.

Llamando:

h = altitud geopotencial

z = altitud geométrica

al aplicar la ecuación de la fluidostática obtendríamos

$$dp = -\rho \cdot g_0 \cdot dh \qquad [1.34]$$

$$dp = -\rho \cdot g \cdot dz \qquad [1.35]$$

en donde igualando valores se obtiene

$$g_0 \cdot dh = g \cdot dz$$

$$dh = g/g_0 \cdot dz \qquad [1.36]$$

ecuación que puede utilizarse para definir la altitud geopotencial h, en función de la geométrica z.

El valor de la gravedad g en función de la altitud geométrica z viene expresado por la siguiente ecuación, en donde R es el radio terrestre (por conveniencia la tierra se supone esférica)

$$g = g_0 \left(\frac{R}{R + z} \right)^2 \qquad [1.37]$$

sustituyendo este valor en la ec. [1.36]

$$dh = \left(\frac{R}{R+z} \right)^2 \cdot dz \qquad [1.38]$$

esta ecuación diferencial integrada entre los límites *0* y *z*, nos proporciona la relación entre ambas altitudes geométrica y geopotencial

$$h = \left(\frac{R}{R+z} \right) z \qquad [1.39]$$

o bien

$$z = \left(\frac{R}{R-h} \right) h \qquad [1.40]$$

de donde se ve que la altitud geométrica que corresponde a un punto de la atmósfera siempre es mayor que la altitud geopotencial.

Para altitudes pequeñas la diferencia en los valores de presión, densidad y temperatura según se considere que la altitud es la geopotencial o la geométrica es despreciable, por ejemplo, a 40.000 ft los valores serían

		(h) Altitud geopotencial	**(z) Altitud geométrica**
Presión	δ	0,185086	0,185769
Densidad	σ	0,24617	0,24708

o expresado de otro modo: esta *pequeñísima diferencia en los valores de la presión* (δ) y de la densidad (σ), equivaldría a decir que conocidos los valores de presión, densidad y temperatura a 40.000 ft, la diferencia entre expresar la altitud que le corresponde en términos de geométrica o geopotencial es de 77 ft. A altitudes menores la diferencia es cada vez menor siendo nula a SL. De donde se deduce que para los fines de este texto la diferencia entre altitud geométrica y geopotencial es puramente académica.

Para altitudes mayores la diferencia aumenta, así, por ejemplo, para valores de presión, densidad y temperatura correspondientes a una altitud del orden de 65.000 ft la diferencia entre las altitudes geométrica y geopotencial es de unos 200 ft.

A lo largo de este capítulo hemos utilizado diversos conceptos de altitud: altitud presión, altitud densidad, altitud temperatura, altitud geométrica y altitud geopotencial. Incluso podríamos haber utilizado el término de altitud absoluta como la distancia que hay entre el punto considerado y el centro de la tierra. Y es curioso que el concepto más intuitivo de altitud, altitud geométrica, no tiene apenas importancia en el estudio de las actuaciones del avión, ya que no sirve para describir el estado de la atmósfera, si acaso puede ser útil en algún tipo de estudio de actuaciones de subida.

2

Conceptos elementales de dinámica de fluidos

2.1. NÚMERO DE MACH

En los aviones que vuelan a grandes velocidades, los fenómenos de compresibilidad del aire tienen gran importancia; es interesante expresar la velocidad en función del número de MACH ya que éste sirve para evaluar si los fenómenos debidos al cambio de densidad del aire, compresibilidad, tienen o no mucha importancia, es decir, si son despreciables. En los fenómenos del vuelo se puede considerar, sin gran error, que el aire es incompresible para Mach inferiores a 0,5 e incluso a 0,6.

Se define el número de Mach como:

$$M = \frac{V}{C} \quad \text{siendo}$$

V: velocidad de la corriente libre de aire (Velocidad verdadera del avión TAS).

C: velocidad del sonido.

Obsérvese que a una misma velocidad de vuelo, pueden corresponder diferentes Mach, basta para ello que varíe la temperatura, volando por ejemplo a mayor altitud, como la temperatura disminuye, también disminuirá la velocidad del sonido, y por tanto el Mach será superior que a altitudes inferiores, para un mismo valor de la velocidad verdadera.

Despejando $V = C \cdot M$, sustituyendo el valor de C de la ec. 1.17:

$$V = 661{,}5 \cdot M \cdot \sqrt{\theta} \quad \text{(en kt)}$$

$$V = 340{,}294 \cdot M \cdot \sqrt{\theta} \quad \text{(en m/s)}$$

[2.1]

2.2. FLUJO ESTACIONARIO Y NO ESTACIONARIO. LÍNEAS DE CORRIENTE Y TRAYECTORIAS

Supongamos un avión volando a velocidad constante en vuelo rectilíneo y que no hay viento, para un observador en el suelo, el aire está en reposo y queda perturbado a causa del avión que se mueve a través de él. El piloto podría suponer que él está en reposo y que lo que se mueve es el aire a su alrededor y que la corriente de aire queda perturbada por el avión.

Ambas consideraciones, la del observador terrestre y la del piloto son ciertas, pero matemáticamente resulta más fácil el estudio considerando el avión en reposo y el aire moviéndose. Esto es lo que en general supondremos en la mayor parte de los casos, por tanto se elige un sistema de coordenadas (x, y), ligado al avión y moviéndose con él.

Imaginemos el avión en vuelo y que en un determinado punto cerca de él los valores de la velocidad, presión y densidad, van a ser siempre los mismos conforme pasa el tiempo, por supuesto que en otro punto los valores serían diferentes, pero si tampoco varían con el tiempo, a este tipo de flujo se le denomina *estacionario.*

La elección de un sistema de coordenadas de referencia puede determinar si un flujo es o no estacionario.

Si los parámetros de la corriente en un punto, velocidad, presión y densidad, varían conforme el tiempo transcurre, el flujo es *no estacionario.* Un ejemplo de flujo no estacionario es el que existe en la estela que deja p. ej. un cuerpo romo como el de la fig. 3.20. Dentro de la estela los parámetros velocidad, presión y densidad pueden estar cambiando continuamente.

Una *línea de corriente (stream line)* es una línea imaginaria dibujada en el fluido de modo que el vector velocidad en cualquier punto es siempre tangente a ella.

Se denomina *trayectoria (path)* al camino que sigue una partícula de un fluido.

De las definiciones anteriores se sacan las siguientes consecuencias:

- En un fluido estacionario, que en general va a ser a lo que nos vamos a referir en este texto, *coinciden las trayectorias y las líneas de corriente.*
- En un flujo estacionario las líneas de corriente no cambian con el tiempo ya que cada partícula sigue la misma trayectoria que la precedente.
- El dibujo de las líneas de corriente es un método muy conveniente de visualizar el movimiento del aire.
- Por cada punto sólo pasa una línea de corriente.

- En ningún punto de una línea de corriente hay flujo a través de ella. En flujo estacionario las partículas no pueden atravesar una línea de corriente.
- Una línea de corriente se puede sustituir por una pared sólida sin que se modifique el flujo.
- Cualquier pared sólida es por sí misma una línea de corriente.
- Dos líneas de corriente nunca pueden cortarse. Existe la excepción de los puntos donde la velocidad es cero (puntos de remanso) donde al no haber velocidad el concepto de línea de corriente carece de significado.

  Un tubo de corriente *(stream tube)* es una superficie imaginaria formada por las líneas de corriente que pasan por el contorno de una superficie cerrada *S*. Fig. 2.1.

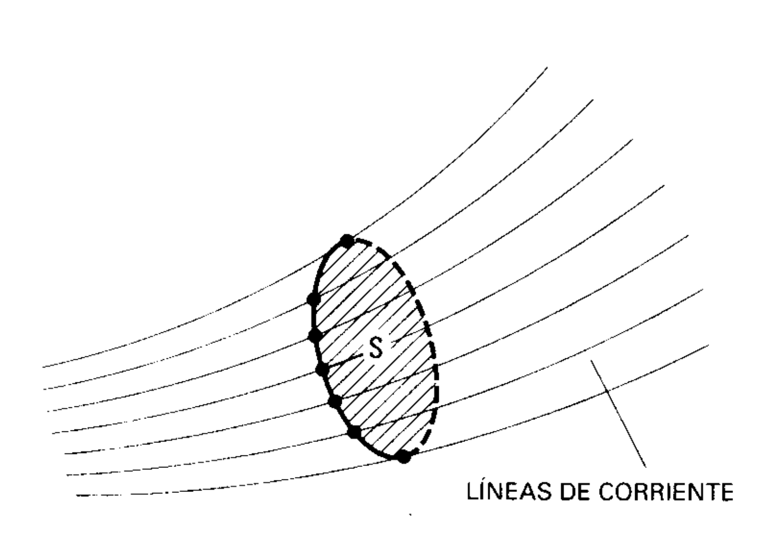


Fig. 2.1.

- Si se da un corte a un ala de un avión como en la fig. 2.2, obtenemos una sección que recibe el nombre de perfil. En la fig. 2.3 están dibujadas las líneas de corriente sobre ese perfil en lo que se conoce como *flujo bidimensional*, ya que sólo depende de dos coordenadas x e y, no dependiendo de la tercera que sería la que correspondería a las distancias a lo largo del ala. Esto es lo mismo que suponer que el ala considerada está formada toda ella por perfiles como el de la fig. 2.3 y que tiene una longitud infinita, o de otra forma que no se considera lo que ocurre, o el efecto que se produciría, en las puntas de las alas. Otro ejemplo de corriente bidimensional es el de la fig. 3.3 que es el que corresponde a un tubo de longitud infinita.

Fig. 2.2.

Fig. 2.3.

2.3. ECUACIÓN DE LA CONTINUIDAD

Sean dos secciones cualesquiera, S_1 y S_2, de un tubo de corriente, fig 2.4, como el fluido no puede atravesar ni escaparse a través de las paredes del tubo, *la ecuación de la continuidad establece que la masa de fluido* m_1 *que pasa por segundo a través de la superficie* S_1 *es igual a la masa* m_2 *que pasa por segundo a través de la superficie* S_2.

$$m_1 = m_2$$

si el espacio recorrido por una partícula en un incremento de tiempo Δt es Δl.

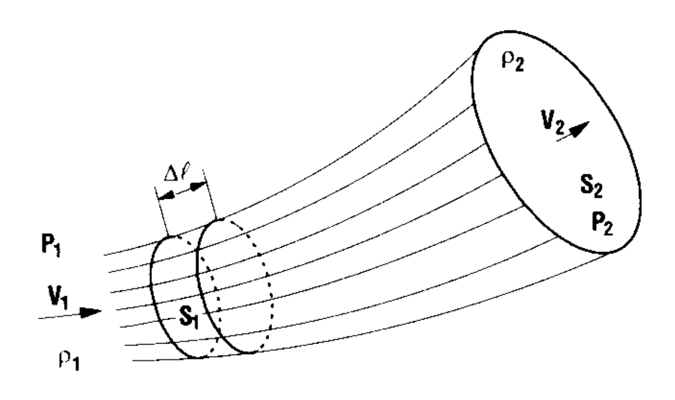


Fig. 2.4.

$$m_1 = \frac{densidad \cdot volumen}{\Delta t} = \rho_1 \frac{S_1 \cdot \Delta l_1}{\Delta t}$$

que cuando Δt tiene a cero es

$$m_1 = \rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1$$

donde $V_1 = \Delta l / \Delta t$ es la velocidad en la sección S_1.

Utilizando la misma notación para la sección S_2 tendríamos

$$m_2 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2$$

Obsérvese que estamos suponiendo valores de la densidad diferentes en las dos secciones, es decir que consideramos que el fluido es compresible.

La ecuación de la continuidad queda expresada por:

$$\rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2$$

En general la ecuación de la continuidad se puede escribir:

$$\rho \cdot S \cdot V = cte. \qquad [2.2]$$

al final del libro, en el Apéndice B, se dan otras formas de expresar la ecuación de la continuidad.

Si la densidad fuera constante, la ecuación de la continuidad para fluidos incompresibles sería:

$$S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2 \qquad [2.3]$$

válida también para el aire si el nº de Mach es pequeño, porque el error cometido al utilizarla es despreciable. De aquí también podemos deducir que si la velocidad aumenta la sección debe ser menor, es decir, las líneas de corriente se aproximan.

2.4. TEOREMA DE BERNOULLI

Sea el tubo de corriente de la fig. 2.5 formado por líneas de corriente de un fluido cualquiera, compresible o incompresible.

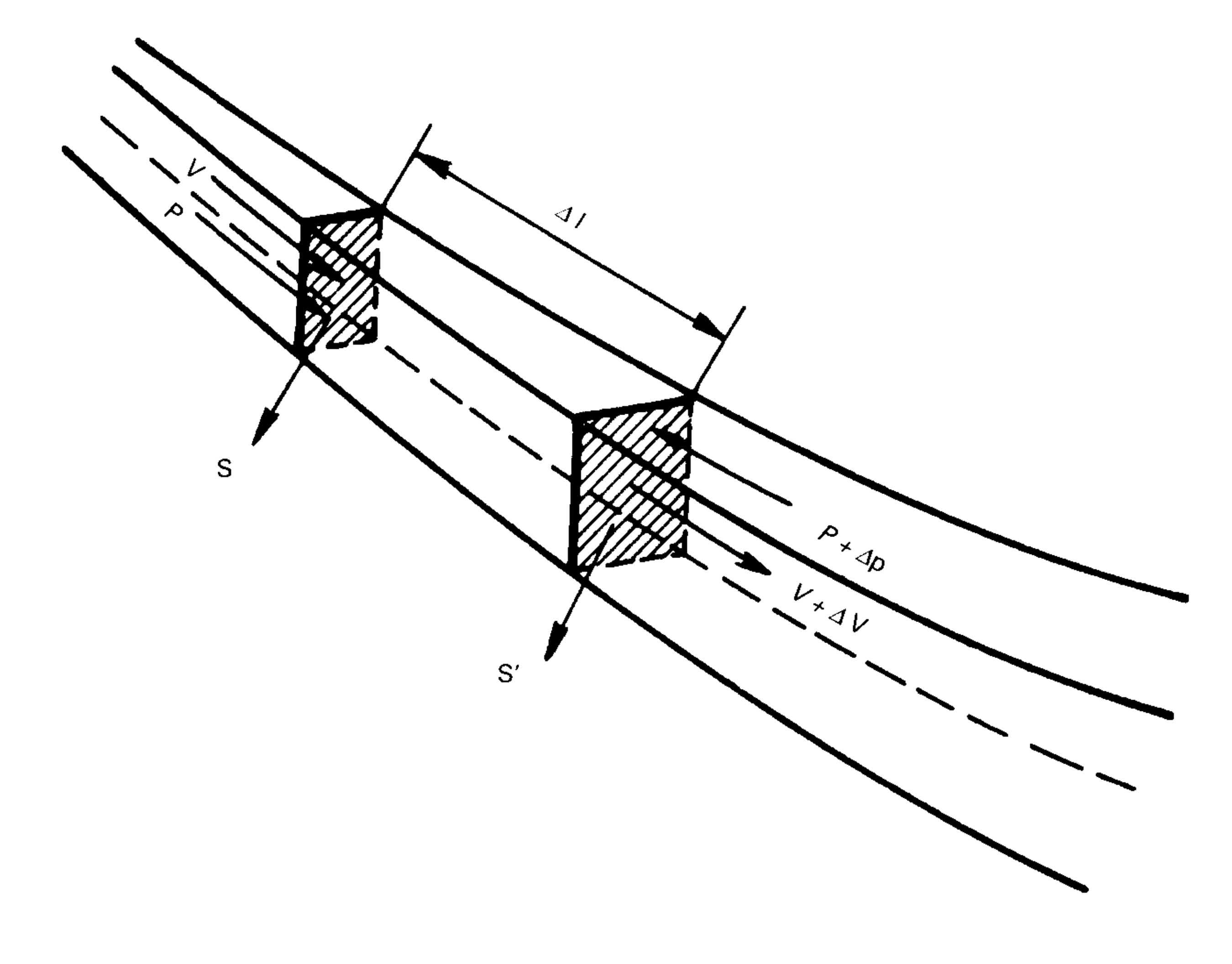


Fig. 2.5.

Aislemos una longitud, que puede ser tan pequeña como queramos de tubo; sea esta longitud Δl o dl, y sean S y S' las superficies del tubo en los extremos, y V y V + ΔV (o V + dV), las velocidades correspondientes en esas secciones.

Vamos a estudiar las fuerzas a que se ve sometida la masa limitada por el tubo de corriente y las secciones S y S'.

Sobre la cara S, el resto de fluido a la izquierda, ejercerá una presión p perpendicular a la cara, como indica la fig. 2.5, sobre la S', el resto de fluido a la derecha ejercerá una presión $p + \Delta p$ (o $p + dp$).

Las fuerzas que actúan sobre esa masa, tomando como sentido positivo hacia la derecha (sentido de la velocidad), serán:

$$F = p \cdot S - (p + dp)\, S'$$

La longitud del tubo dl la podemos hacer tan pequeña como queramos, luego la haremos tan pequeña como sea necesario para que se pueda considerar que las secciones S y S' son iguales, quedará entonces:

$$F = p \cdot S - (p + dp) \cdot S$$

$$F = p \cdot S - p \cdot S - dp \cdot S$$

$$F = - dp \cdot S$$

El volumen que ocupa la masa que estamos considerando, si S es igual a S', será el volumen de un prisma:

$$Vol. = S \cdot dl$$

y la masa será $M = \rho \cdot S \cdot dl$

La aceleración a que está sometida esa masa, por definición de aceleración, será:

$$a = \frac{dV}{dt}$$

Sustituyendo en la ecuación fundamental de la dinámica los valores hallados

$$Fuerza = masa \cdot aceleración$$

$$- dp \cdot S = \rho \cdot S \cdot dl \cdot \frac{dV}{dt}$$

quedará dividiendo por S y teniendo en cuenta que por definición

$$\frac{dl}{dt} = V$$

$$\boxed{dp + \rho \cdot V \cdot dV = 0} \qquad [2.4]$$

Esta es la expresión del teorema de Bernoulli en forma diferencial; en ella existen tres variables p, ρ y V.

La ecuación de Bernoulli, 2.4, expresa el principio de la conservación de la energía, dividiendo 2.4 por la densidad, el primer sumando representaría la energía interna y el segundo la energía cinética. Cuando hay

algún tipo de disipación de energía que no corresponda a ninguno de los dos términos, esta ec. no es aplicable. El aire es un fluido viscoso, como veremos más adelante, en aquellos casos o zonas donde no se pueda despreciar la viscosidad, habrá a causa de ella una disipación de energía no comprendida en la ec. 2.4 y, por tanto, no se podrá aplicar dicha fórmula.

2.5. ECUACIÓN DE BERNOULLI PARA FLUIDO INCOMPRESIBLE

De las tres variables que existían en la ec. 2.4, al ser la densidad constante, se quedan reducidas a dos p y V, la ecuación diferencial es fácil de integrar resultando:

$$p + 1/2\ \rho V^2 = cte \qquad [2.5]$$

que es la expresión más conocida del teorema de Bernoulli, y será válida para un fluido en el que $\rho = cte.$ o bien para el aire a bajos números de Mach, aunque en este caso existirá un pequeño error.

Ella expresa que en un punto cualquiera de un fluido en movimiento, la suma de la presión en ese punto más la mitad del producto de la densidad por el cuadrado de la velocidad es constante, esto es, sería igual a la suma de esos mismos sumandos con los valores que existen en otro punto. Si son p_1, V_1 ρ_1 la presión, velocidad y densidad en el punto 1 y p_2, V_2, ρ_2 en el punto 2, etc. se verificará:

$$p_1 + \tfrac{1}{2}\rho_1 V_1^2 = p_2 + \tfrac{1}{2}\rho_2 V_2^2 = p_3 + \tfrac{1}{2}\rho_3 V_3^2 = cte.$$

En este caso de fluido incompresible, no es necesario poner subíndices a la densidad, ρ, ya que ésta tiene el mismo valor en cualquier punto.

Es especialmente interesante el caso en que en uno de los puntos considerados no exista velocidad, es decir, sea un punto de remanso; la presión que existe en él se denomina presión total p_t y en general la presión que existe en un punto de velocidad V distinta de cero, la denominaremos presión estática p_s, aplicando el teorema de Bernoulli a dos puntos del fluido, uno de los cuales sea el que tiene velocidad nula será:

$$p_t + 0 = p_s + \tfrac{1}{2}\rho V^2$$

$$p_t = p_s + \tfrac{1}{2}\rho V^2 \qquad [2.6]$$

Al término $\frac{1}{2}\rho V^2$ que tiene las dimensiones de una presión se le denomina *presión dinámica;* la fórmula [2.6] expresa que:

La presión total, también llamada presión de impacto, es igual a la suma de la presión estática más la dinámica.

La ec. [2.6] podemos ponerla así:

$$p_t - p_s = \frac{1}{2}\rho V^2 \qquad [2.7]$$

De donde se deduce que midiendo la diferencia $p_t - p_s$, tenemos el producto $\frac{1}{2}\rho V^2$. El anemómetro está basado en esta medida.

Es interesante observar que en un tubo como el de la fig. 2.6, por el que circula un fluido incompresible al aplicar el teorema de Bernoulli en los puntos 1, 2, resulta

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2$$

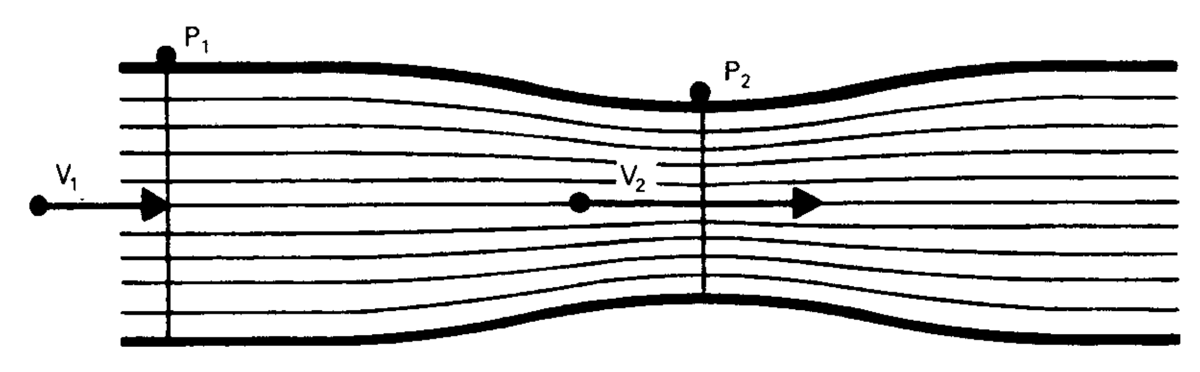


Fig. 2.6.

Es evidente que en V_2 la velocidad debe ser mayor que en V_1 luego para que se conserve la igualdad, la presión p_2 debe ser menor que la p_1: *Al aumentar la velocidad disminuye la presión y viceversa,* este fenómeno se conoce con el nombre de efecto Venturi.

Obsérvese también que en los puntos donde la velocidad aumenta las líneas de corriente están más juntas, lo contrario también es cierto.

2.6. ECUACIÓN DE BERNOULLI PARA FLUIDO COMPRESIBLE. ECUACIÓN DE SAINT VENANT

Para el aire a altos números de Mach, por encima de 0,5 o 0,6, no se puede considerar la densidad constante, ya que el error que se cometería sería grande, y entonces nos encontramos con que la ec. 2.4.

$$dp + \rho \cdot V \cdot dV = 0$$

tiene tres variables, y no es posible integrarla a menos que dispongamos de otra relación entre ellas.

Si consideramos que el aire es un conductor y un radiador muy malo del calor, y que las transformaciones ocurren muy rápidamente, podemos considerar que no hay intercambio de calor entre las diferentes regiones, es decir, que el fenómeno es idealmente adiabático y reversible, isentrópico, se puede utilizar la ec. 1.10.

La expresión del teorema de Bernoulli para fluidos compresibles, se obtiene integrando la ec. 2.4 con ayuda de la 1.10 y es:

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = cte. \qquad [2.8]$$

Para obtener la ec. 2.8, podemos proceder como sigue:

de $\dfrac{p}{\rho^\gamma} = K$, despejamos $\rho = \left(\dfrac{p}{K}\right)^{1/\gamma}$. Sustituyendo en la ec. 2.4:

$$dp + \left(\frac{p}{K}\right)^{1/\gamma} \cdot V \cdot dV = 0; \qquad \frac{dp}{p^{1/\gamma}} \cdot K^{1/\gamma} + V \cdot dV = 0$$

integrando: $K^{1/\gamma} \int p^{-1/\gamma} \cdot dp + \int V \cdot dV = cte.$

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot K^{1/\gamma} \cdot p^{(\gamma-1)/\gamma} + \frac{1}{2} V^2 = cte.; \quad \text{pero } K^{1/\gamma} = \frac{p^{1/\gamma}}{\rho}$$

sustituyendo: $\dfrac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot \dfrac{p^{1/\gamma}}{\rho} \cdot p^{(\gamma-1)/\gamma} + \dfrac{1}{2} V^2 = cte.$, queda

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} V^2 = cte.$$

NOTA IMPORTANTE: Esta expresión, 2.8, podía haberse obtenido de otro modo, partiendo de la ec. de la energía, aplicable a procesos adiabáticos no reversibles, no isentrópicos. Luego en definitiva la importante ec. 2.8, deducida aquí para fenómenos adiabáticos reversibles isentrópicos, es válida también para adiabáticos no reversibles, como por ejemplo a través de una onda de choque, lo que no sería aplicable en este caso es la ec. 1.10 $\dfrac{p}{\rho^\gamma} = cte.$ Por supuesto la ec. 2.8 es aplicable en régimen supersónico.

Vamos a aplicar la ec. 2.8, entre un punto de un tubo de corriente donde existe una velocidad V y una presión estática p_s, y otro donde la velocidad sea cero, punto de remanso, y la presión la total p_t.

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{p_t}{\rho_t} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p_s}{\rho_s} + \frac{1}{2} V^2 \quad \text{operando:}$$

$V^2 = 2 \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot \left[\frac{p_t}{\rho_t} - \frac{p_s}{\rho_s} \right]$ por la ecuación de las transformaciones adiabáticas, $\frac{p_t}{\rho_t{}^\gamma} = \frac{p_s}{\rho_s{}^\gamma}$ obtenemos el valor de ρ_t que sustituido da:

$$V^2 = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot \left[\frac{p_t}{\rho_s \left(\frac{p_t}{p_s} \right)^{1/\gamma}} - \frac{p_s}{\rho_s} \right] = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p_s}{\rho_s} \cdot \left[\left(\frac{p_t}{p_s} \right)^{(\gamma - 1)/\gamma} - 1 \right] \qquad [2.9]$$

de aquí también podemos obtener la siguiente expresión, teniendo en cuenta la ec. 1.15 de la velocidad del sonido, $C = \sqrt{\gamma \frac{p_s}{\rho_s}}$, y operando

$$\frac{p_t}{p_s} = \left[\frac{\gamma - 1}{2} \frac{V^2}{C^2} + 1 \right]^{\gamma/(\gamma - 1)} \qquad [2.10]$$

restando la unidad en cada miembro

$$p_t - p_s = p_s \left[-1 + \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2C^2} \cdot V^2 \right)^{\gamma/(\gamma - 1)} \right] \qquad [2.11]$$

Las expresiones 2.9 y 2.11 son equivalentes y se conocen como ec. de Saint Venant-Wantzel.

Teniendo en cuenta la definición de Mach, $M = V/C$, y operando en 2.11 queda

$$p_t - p_s = p_s \left[-1 + \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right)^{\gamma/(\gamma - 1)} \right]$$

desarrollando esta última expresión en serie de potencias

$$p_t - p_s = p_s \left[-1 + \left(1 + \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 + \frac{\frac{\gamma}{\gamma - 1}\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} - 1 \right)}{2} \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right)^2 M^4 + \ldots \right) \right]$$

$$= p_s \left(\frac{\gamma}{2} M^2 + \frac{\gamma}{2} \cdot \frac{1}{4} M^4 + \ldots \right) = 1/2\, p_s \gamma M^2 \left(1 + 1/4\, M^2 + 1/40\, M^4 + \ldots \right)$$

y utilizando nuevamente la ec. 1.15 y definición de M, queda

$$\boxed{p_t - p_s = \frac{1}{2} \cdot \rho_s \cdot V^2 \left(1 + \frac{1}{4} M^2 + \frac{1}{40} M^4 + \ldots \right)} \qquad [2.12]$$

En una 1.ª aproximación, despreciando términos de orden superior a M^2, la diferencia al evaluar $p_t - p_s$, entre suponer que es un fluido compresible o incompresible, ec. 2.12 o 2.7 respectivamente, reside en el factor $\frac{1}{4} M^2$.

En aras de la homogeneidad con el resto del texto conviene quitar en el uso de la anterior ec. [2.12] el subíndice *s* de la densidad, ya que significa

densidad real, y en todo el texto (excepto en el Apéndice A) omitimos dicho subíndice.

2.7. MEDIDA DE LA VELOCIDAD

El estudio que vamos a efectuar de la medida de la velocidad no va a ser tratado con todo detalle. No obstante consideramos que es más que suficiente para la mayor parte de los lectores. En el Apéndice A se trata detalladamente a costa de una mayor complicación, incluido el régimen supersónico.

La medida de la velocidad se efectúa con el tubo de Pitot (fig. 2.7), en el cual la abertura A está situada de forma que la corriente de aire libre incida sobre ella, la presión que ejerce el aire se comunica con una parte de una cámara de presión; las pequeñas aberturas B que se observan en el tubo que

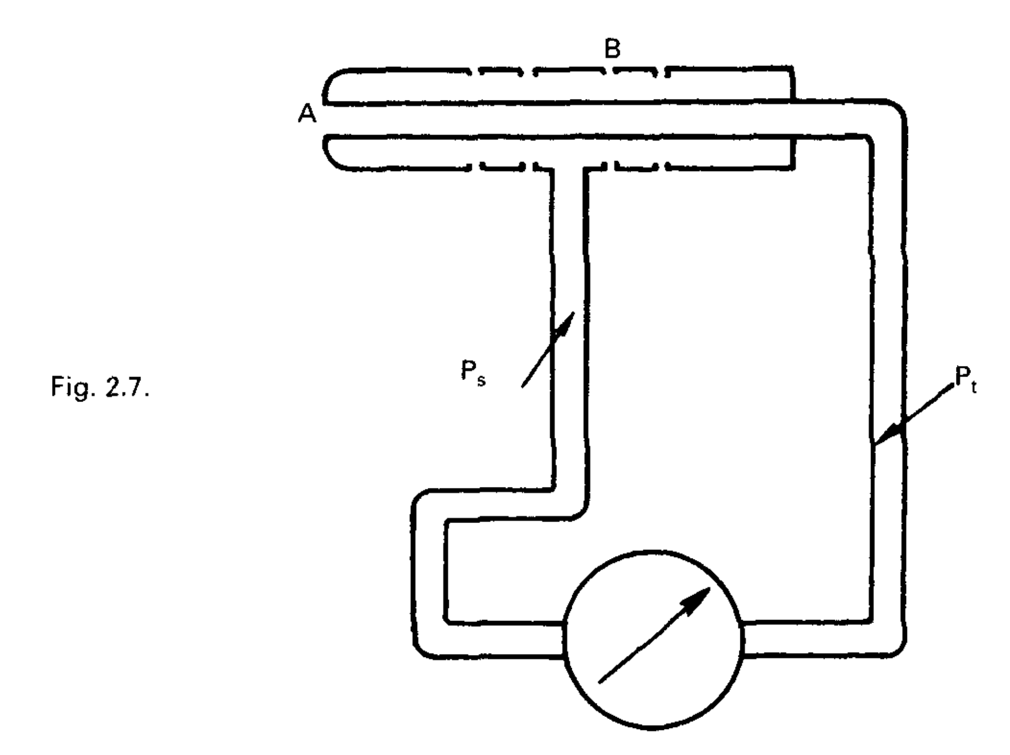


Fig. 2.7.

rodean al anterior hacen que la presión estática se comunique con la parte opuesta de la cámara de presión.

Si el tubo es lo suficiente esbelto, y está colocado en el avión de forma que en las tomas B de presión la corriente libre de aire no esté perturbada, la presión que existe en las mismas será la que tiene la corriente libre de aire sin perturbar, es decir, la presión estática, por este motivo dichas aberturas se denominan tomas estáticas, la presión correspondiente es p_s. Las tomas estáticas no tienen porque estar situadas en los laterales del tubo de Pitot como acabamos de describir, pueden estar situadas en cualquier punto de la superficie del avión en el que mediante las pruebas efectuadas se haya de-

tectado que la presión es p_s. Por otro lado la presión que existe en el punto A, es la que corresponde a un punto de remanso, p_t, ya que el tubo está lleno de aire y forzosamente la velocidad en la boca del mismo tiene que ser nula.

El instrumento medidor de la velocidad, el anemómetro, está basado en la medida $p_t - p_s$.

Las dos presiones detectadas van cada una a partes opuestas de una cámara de presión, dividida por un diafragma flexible, la deflexión del diafragma dependerá sólo del valor de la diferencia de presiones. Dicha deflexión a través de los mecanismos adecuados mueve una aguja sobre un dial que está dividido en indicaciones de velocidad. Está claro que tiene que existir una relación muy estrecha entre la diferencia de presiones citada y la velocidad.

Es interesante observar que no es necesario conocer ni p_t ni p_s, basta con efectuar una sola medida: la de su diferencia.

La diferencia entre la presión total y la estática ha sido estudiada en los apartados anteriores obteniéndose su valor en las ec. 2.7 y 2.12:

régimen incompresible (ec. 2.7): $p_t - p_s = \frac{1}{2} \rho V^2$

régimen compresible (ec. 2.12): $p_t - p_s = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 + \frac{1}{4} M^2 \right)$

Vemos que efectivamente existe una relación muy sencilla en el caso de régimen incompresible entre p_t - p_s y la velocidad V, y algo más complicada en el caso compresible. En definitiva las anteriores relaciones nos permiten que a través de unos mecanismos, la medida efectuada por un manómetro (aparato que mide diferencias de presiones), nos proporcione una indicación de velocidad.

2.8. VELOCIDAD VERDADERA Y VELOCIDAD EQUIVALENTE

En el vuelo se utilizan diversos conceptos de la velocidad, por lo que es necesario definirlos con precisión. Empezaremos por uno que realmente ya es conocido.

Velocidad Verdadera - TAS (True Air speed) - V: Es la velocidad que realmente tiene el avión respecto al aire.

Velocidad Equivalente - EAS (Equivalent Air Speed) - V_e*:* Por definición es

$$V_e = \sqrt{\sigma} \cdot V \quad o \quad EAS = \sqrt{\sigma} \cdot TAS \qquad [2.13]$$

de donde

$$V = \frac{V_e}{\sqrt{\sigma}} \qquad \text{o} \qquad TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}} \qquad [2.14]$$

en virtud de esta definición, sustituyendo σ por su valor ρ/ρ_0 se obtiene la importante relación:

$$1/2\, \rho\, V^2 = 1/2\, \rho_0\, V_e^2 \qquad [2.15]$$

La expresión anterior, que tiene las dimensiones de una presión, en cualquiera de sus dos formas se la conoce, como ya señalamos en 2.5, con el nombre de *presión dinámica*, siendo usual representarla con el símbolo q. Ya hemos visto que en *régimen incompresible* se verifica

$$p_t - p_s = q \qquad [2.16]$$

Como la presión dinámica se puede expresar por

$$q = 1/2\, \rho_0\, V_e^2 \qquad [2.17]$$

se puede decir que q depende sólo de V_e (ya que $\rho_0 = Cte.$) y por tanto que la EAS es una medida de la presión dinámica, como veremos la presión dinámica es directamente proporcional a las fuerzas que se originan en el avión: Se podría decir que sería muy conveniente que el anemómetro midiera directamente la EAS, sin embargo veremos que esto no es posible y que la EAS sólo se puede obtener indirectamente. De todas formas por lo que expondremos a lo largo del capítulo la diferencia entre la medida del anemómetro y la EAS no suele ser muy grande, especialmente en el caso en que el el número de Mach, sea bajo.

Aunque el término q definido por la ec. 2.16 es la expresión clásica de la presión dinámica, algunos autores utilizan además el término *presión dinámica compresible*, q_c cuyo valor es el de la ec. 2.12.

2.9. RELACIÓN ENTRE LA VELOCIDAD EQUIVALENTE Y EL NÚMERO DE MACH

Recordemos que $M = \dfrac{V}{C} = \dfrac{TAS}{V.\ del\ sonido}$

y que $V_e = V \cdot \sqrt{\sigma}$ $(EAS = TAS \cdot \sqrt{\sigma})$

luego $V_e = M \cdot C \sqrt{\sigma}$ como $C = C_o \sqrt{\theta}$

$$V_e = M \cdot C_o \cdot \sqrt{\theta} \sqrt{\sigma} = C_o \cdot M \cdot \sqrt{\delta}$$

$$V_e = 661{,}5 \cdot M \cdot \sqrt{\delta} \text{ (en kt)} \qquad [2.18]$$

De donde se deduce que para un número de Mach fijo, la velocidad equivalente depende de la presión (δ) y por tanto de la altitud.

2.10. VELOCIDAD CALIBRADA

De las ec. [2.7] y [2.12] despejando V obtenemos de forma explicita la relación sencilla que proporciona el valor de la velocidad verdadera en función de la diferencia de presiones medida:

$$\text{régimen incompresible: } V = \sqrt{\frac{p_t - p_s}{1/2\,\rho}} \qquad [2.19]$$

$$\text{régimen compresible: } V = \sqrt{\frac{p_t - p_s}{1/2\,\rho\,(1 + 1/4 \cdot M^2)}} \qquad [2.20]$$

Sustituyendo el valor de V definido por las ec. 2.19 y 2.20 en la expresión de la V_e definida por la ec. 2.13 y teniendo en cuenta que $\sigma = \rho/\rho_o$ se obtiene

$$\text{régimen incompresible: } V_e = \sqrt{\frac{p_t - p_s}{1/2\,\rho_o}} \qquad [2.21]$$

$$\text{régimen compresible: } V_e = \sqrt{\frac{p_t - p_s}{1/2\,\rho_o\,(1 + 1/4 \cdot M^2)}} \qquad [2.22]$$

Si el instrumento fuera perfecto, es decir que no hubiera ningún tipo de error, y se pudiera considerar el aire incompresible, la construcción de un anemómetro sería muy fácil: medir $p_t - p_s$ y un dispositivo capaz de efectuar las operaciones de: dividir por 1/2, dividir por ρ_o y extraer la raíz cuadrada; la indicación del anemómetro sería directamente la *EAS* como se aprecia por la ec. [2.21].

Por desgracia, y aún siguiendo considerando que el instrumento es perfecto, el aire es un fluido compresible, cuyo grado de compresibilidad viene

determinado por *M*, y la ec. que realmente es de aplicación es la [2.22]. En esta ec. aparece de más respecto al caso anterior el valor de *M*, lo que complica bastante esta cuestión.

Con el fin de permitir una calibración estándar, todos los anemómetros modernos utilizan la ec. [2.22], con una pequeña modificación que consiste en que el *M* con el cual se efectua la calibración no es el verdadero sino aquel que correspondería a esa *EAS* a *SL* y atmósfera *ISA* es decir suponiendo que en la ec. 2.18 que liga la *EAS* y *M*

$$V_e = 661{,}5 \cdot M \cdot \sqrt{\delta}$$

el valor de δ es 1.

Con esta calibración la indicación del anemómetro, repetimos en el caso de que fuera un instrumento perfecto, ya no sería la V_e de la expresión [2.22], sino una muy parecida porque el valor del *M* que se utiliza no es el real sino uno de valor aproximado y esta velocidad que marcaría el anemómetro, repetimos, si fuera perfecto, se denomina

Velocidad Calibrada - CAS (Calibrated Air Speed) - V_c

La diferencia entre la *CAS* y la *EAS* estriba sencillamente en que el factor debido a la compresibilidad

$$1 + 1/4\ M^2$$

en la *EAS* sería el real, y en la construcción del anemómetro, la *CAS*, sería uno aproximado.

Esta diferencia entre el valor del factor de compresibilidad real y el que existiría si el vuelo fuera a *SL* e *ISA*, con la misma *EAS*, se conoce con el nombre de corrección por compresibilidad al anemómetro.

Resumiendo: La *CAS* es la velocidad que marcaría el anemómetro, si fuera un instrumento perfecto, calibrado para corregir el efecto de la compresibilidad del aire sólo a *SL* e *ISA* ($\delta = 1$).

2.11. ERRORES DEL ANEMÓMETRO

A lo largo de lo expuesto en los apartados anteriores hemos venido reiterando «si el anemómetro fuera un instrumento perfecto», el motivo es porque puede estar sujeto a una serie de errores:

a) Error de instrumento

Se denomina así a cualquíer tipo de error que pueda tener debido a la falta de precisión en su construcción. En los aviones actuales este error es prácticamente cero.

b) Error de posición.

Este tipo de error, proviene de la dificultad de encontrar una posición donde la presión estática p_s pueda ser medida sin que esté afectada por la distribución de presiones que produce el mismo avión, a causa de su velocidad, y de su actitud en el aire.

Una solución completa a este problema, es casi imposible, lo cual quiere decir que este error existirá siempre en mayor o menor cuantía.

La actitud que tenga el avión, es particularmente importante, ya que además puede producir que el Pitot no tenga su abertura de forma que la corriente libre de aire incida exactamente de frente. Mediante una serie de ensayos, se puede averiguar la cuantía de este error, dándolo para diversas configuraciones o actitudes del avión. En general el error de posición le origina únicamente la toma estática.

c) Por la forma en que se ha calibrado el anemómetro, sólo se corrige el efecto de compresibilidad del aire a *SL* e *ISA*, la diferencia entre el efecto de compresibilidad real y el de calibración se conoce como corrección, también se utiliza el término error, de compresibilidad.

Debido al hecho de que el error de compresibilidad proviene de unas fórmulas, su signo será siempre el mismo: La *CAS* siempre es mayor que la *EAS*.

$$CAS - EAS = \textit{Error de compresibilidad.}$$

$$V_c - V_e = \textit{Error de compresibilidad}$$

Para hallar la velocidad equivalente debemos restarle a la calibrada el error de compresibilidad. Este error será el mismo para todos los aviones y anemómetros. (Vid. gráfico A - 1 del apéndice).

2.12. VELOCIDAD INDICADA

El instrumento se ha construido de forma que si fuera perfecto midiera la *CAS*, pero no es perfecto porque tiene los errores de instrumento y posición, luego su indicación será diferente de aquella que deseabamos obtener al calibrarle, la *CAS*.

La indicación que se lee directamente en el instrumento es la Velocidad Indicada.

Velocidad Indicada - IAS (Indicated Air Speed).

Cuando no exista error de instrumento ni de posición coincidirán la *CAS* y la *IAS.*

2.13. RESUMEN DE LAS VELOCIDADES

IAS: Velocidad Indicada

La que se lee directamente en el anemómetro, tal como está instalado en el avión.

CAS: Velocidad Calibrada

Es igual a la lectura del anemómetro, después de corregidos los errores de posición e instrumento.

EAS: Velocidad Equivalente.

Es igual a la lectura del anemómetro, después de corregidos los errores de posición e instrumento, y los efectos de la compresibilidad adiabática de la corriente a la altitud considerada (la *EAS* y la *CAS* son iguales en atmósfera tipo, y al nivel del mar).

En la práctica si los errores de instrumento y posición son pequeños, como suele ocurrir, y si el número de Mach es bajo se puede suponer: *IAS* = *CAS* = *EAS.*

Si el Mach es alto, y dejando aparte los errores de instrumento y posición, la *EAS* depende sólo de la lectura del anemómetro y de la altitud presión (δ).

TAS: Velocidad Verdadera.

$$TAS = EAS/\sqrt{\sigma}$$

Es la velocidad de la aeronave con relación al aire.

Por la ecuación anterior vemos que si $\sigma = 1$ (*SL* e *ISA*) es *TAS* = *EAS,* y que conforme la altitud aumenta, $\sqrt{\sigma}$ disminuye y es menor que 1, por tanto siempre la *TAS* será mayor que la *EAS.*

Así por ejemplo en atmósfera tipo para una *EAS* de 200 kt el valor de la *TAS* a diferentes altitudes es:

SL	$\sqrt{\sigma}$ =1	TAS= 200 kt
10.000 ft	$\sqrt{\sigma}$ =0,859	TAS= 232,8 kt
20.000 ft	$\sqrt{\sigma}$ =0,730	TAS= 273,9 kt
30.000 ft	$\sqrt{\sigma}$ =0,612	TAS= 326,8 kt

Dicho de otro modo: En general el anemómetro siempre marcará una velocidad, *IAS*, menor que la que tiene el avión respecto al aire, *TAS*, siendo la diferencia tanto mayor cuanto menos denso sea el aire (cuanto menor sea σ), es decir cuanto más alto se vuele. Vid. fig. 2.8.

En la navegación interesan otros dos términos de la velocidad:

V_p - Velocidad Propia - Componente horizontal de V.

GS - Ground Speed - Velocidad sobre el suelo.

GS es la velocidad de desplazamiento del avión sobre el suelo, resultante de la velocidad propia y de la velocidad horizontal del viento.

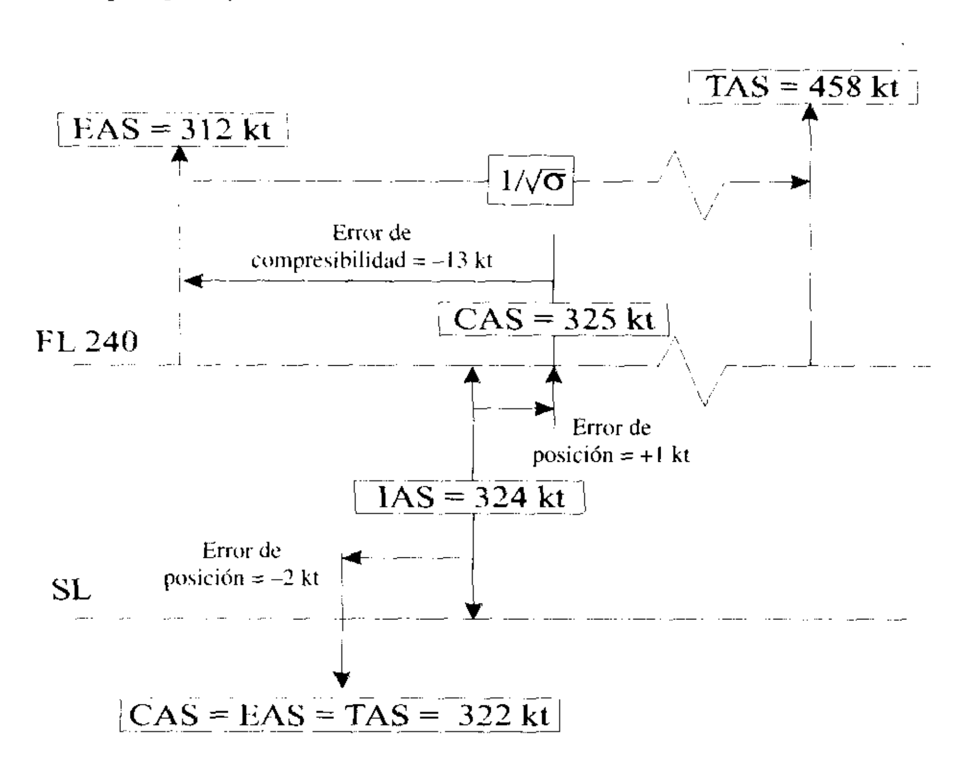


Fig. 2.8.

2.14. INDICADOR DE MACH

De la ec. 2.11 obtenemos:

$$\frac{p_t - p_s}{p_s} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right)^{\gamma/(\gamma - 1)} - 1$$

y sustituyendo $\gamma = 1{,}4$: $$\frac{p_t - p_s}{p_s} = (1 + 0{,}2\, M^2)^{3{,}5} - 1 \qquad [2.23]$$

o despejando: $$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_s} + 1 \right)^{(\gamma - 1)/\gamma} - 1 \right]} \qquad [2.24]$$

Ya hemos visto que $p_t - p_s$ es fácil de obtener con un anemómetro y p_s con una toma estática, luego basta simplemente efectuar esas dos medidas y conseguir un mecanismo que efectúe las operaciones correspondientes de la ecuación para obtener el número de Mach. El indicador de Mach es básicamente una combinación de altímetro y anemómetro.

También aquí tendremos que en las dos medidas necesarias para el cómputo del número de Mach, $p_t - p_s$ y p_s, puede haber error, especialmente en el valor de p_s, como ocurría en el anemómetro, lo que hace que el MACH leído directamente en el indicador no sea el verdadero, podemos denominarle M_i, Mach indicado. Los errores debidos a la toma estática son muy pequeños y también se denominan error de posición. El error de instrumento se puede considerar como inexistente, y debido a la ec. que se utiliza para la calibración no hay error de compresibilidad, de modo que si es ΔM el error de posición, y M_i el Mach indicado, el valor del Mach verdadero, M, coincidirá con el corregido por error de posición, que podemos denominar Mach calibrado, y será $M = M_i + \Delta M$.

En los anemómetros actuales p_t y p_s se miden separadamente (Vid. 2.16) calculándose el valor de M por los calculadores del ADC (Calculador de Datos de Aire)

En el Apéndice A, fórmula A-15, se ve que es posible expresar M en función de la *CAS* y de la altitud de presión. En dicho apéndice se estudia también el caso de régimen supersónico. Las ecuaciones que hemos formulado anteriormente, sólo son válidas para el indicador de Mach en régimen subsónico.

2.15. TEMPERATURA TOTAL Y ESTÁTICA

Para medir la temperatura total T_t, se suele utilizar un Pitot pequeño, en cuyo interior se mide T_t. Es imposible medir a bordo la temperatura estática T_s del aire. Sin embargo, podemos conocer el valor de T_s midiendo el de T_t ya que ambas están ligadas por la relación:

$$T_t = T_s\,(1 + 0{,}2\,M^2) \qquad [2.25]$$

La relación anterior se obtiene de la ec. 2.21 de la que inmediatamente se deduce:

$$\frac{p_t}{p_s} = (1 + 0{,}2\,M^2)^{\gamma/(\gamma-1)} \qquad [2.26]$$

por la ec. de los gases perfectos resulta:

$$\frac{p_t}{\rho_t \cdot T_t} = \frac{p_s}{\rho_s \cdot T_s}\ , \text{ o sea: } \quad \frac{T_t}{T_s} = \frac{p_t/p_s}{\rho_t/\rho_s} \qquad [2.27]$$

y por la ec. 1.10:

$$\frac{p_t}{\rho_t^{\gamma}} = \frac{p_s}{\rho_s^{\gamma}}\ , \qquad \frac{\rho_t}{\rho_s} = \left(\frac{p_t}{p_s}\right)^{1/\gamma}$$ y sustituyendo en [2.27]

y operando queda: $\frac{T_t}{T_s} = \left(\frac{P_t}{p_s}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}$ y sustituyendo en ésta, el valor de [2.26]

queda: $\frac{T_t}{T_s} = (1 + 0{,}2\,M^2)$ como queríamos demostrar.

Esta ec. 2.25, es válida en régimen supersónico e incluso aunque el régimen adiabático no sea reversible (Vid. 15.12), como ocurre cuando existen ondas de choque. La ec. 2.10, o 2.26 es válida también para supersónico en la ausencia de ondas de choque.

En los Manuales de Vuelo es normal encontrar los términos S.A.T., O.A.T., T.A.T. y R.A.T. Veamos lo que significa cada uno de ellos.

Los términos S.A.T. (Static Air Temperature) y O.A.T. (Outside Air Temperature) son sinónimos y se refieren a la temperatura del aire sin perturbar, que hemos denominado T_s. El término T.A.T. (Total Air Temperature) es el T_t que proporciona la ec. 2.25, y es la temperatura exterior T_s más el calentamiento adiabático que experimenta el aire debido al efecto de compresibilidad.

Por otra parte, el instrumento es incapaz de captar todo ese aumento de temperatura lo que hace que la temperatura medida T_{ti} sea:

$$T_{ti} = T_s\,(1 + K \cdot 0{,}2M^2);$$

en donde el factor K suele oscilar en los instrumentos utilizados entre 0,9 y 1. A esta temperatura medida T_{ti} se la denomina R.A.T. (Ram Air Temperature). En los sistemas de medida actualmente en uso, K es mayor de 0,95, y con el sistema de calefacción de la sonda operativo (condición normal) es prácticamente 1, con lo cual la T.A.T. es igual a la indicada que se mide: T_{ti}.

Es importante el hecho de que la expresión 2.25 es válida también para régimen supersónico.

Apliquemos dicha fórmula para diversos números de Mach, para ver de qué orden es el incremento de temperatura.

Supongamos que estamos por encima de 36.000 ft. y que la temperatura exterior, T_s, del aire, es de 216,5 °K (–56,5 °C)

Para $M = 0{,}84$ $T_t = 216{,}5\,(1 + 0{,}2 \cdot 0{,}84^2) = 247\ °K$ $\Delta t = 30{,}5\ °C$

Para $M = 1$ $T_t = 216{,}5\,(1 + 0{,}2 \cdot 1^2) = 259{,}8\ °K$ $\Delta t = 43{,}3\ °C$

Para $M = 2$ $T_t = 216{,}5\,(1 + 0{,}2 \cdot 2^2) = 389{,}\ 7\ °K$ $\Delta t = 173{,}2\ °C$

2.16. TENDENCIAS ACTUALES EN LA INSTRUMENTACIÓN DE DATOS DE AIRE

En los aviones comerciales que se fabrican actualmente, el altímetro, anemómetro, indicador de Mach, variómetro e indicadores de O.A.T. y T.A.T., realizan su función por medio de señales eléctricas digitales o analógicas, suministradas por el Computador de Datos del Aire (A.D.C.). Este computador recibe las señales de: presión total y presión estática de las sondas correspondientes, que a través de transductores las convierten en eléctricas, más las señales de la sonda de T.A.T. y las de corrección por error de posición a la toma estática (Static Source Error Correction S.S.E.C), que procesadas en el computador de acuerdo con las fórmulas estudiadas, nos dan las señales eléctricas que van a los instrumentos.

Las señales originadas en el Computador de Datos del Aire, van también entre otros, al Piloto Automático y al Director de Vuelo.

Además de los instrumentos del primer y segundo piloto, con datos del Computador, existen un anemómetro, y un altímetro que operan de forma

clásica, sin señales eléctricas, para prevenir el uso de un mal funcionamiento del computador.

2.17. VISCOSIDAD

Viscosidad es la propiedad que describe la resistencia de un fluido a deslizar.

Algunos de los fenómenos que tienen lugar en los perfiles aerodinámicos, y en el avión en general, se producen por los efectos de viscosidad. Vamos a introducir este concepto en forma sencilla.

Imaginemos dos placas paralelas *A* y *B*, de superficie *S* cada una, la placa *A* está en reposo, y la *B* se mueve con una velocidad *V*, como indica la fig. 2.9, y supongamos que el espacio entre las dos placas está ocupado por un fluido.

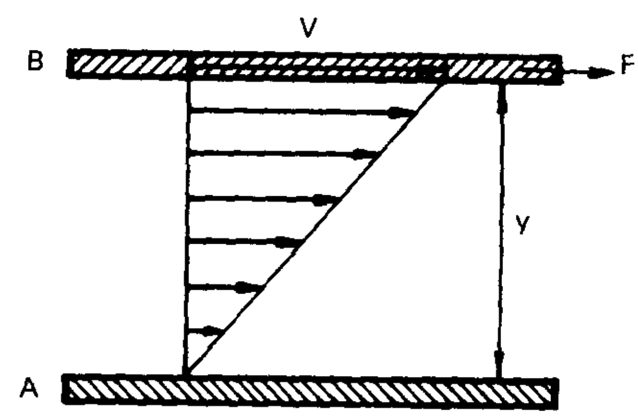


Fig. 2.9.

Experimentalmente, se comprueba que la capa de fluido en contacto con la placa *B*, se comporta como si estuviera adherida a ella, moviéndose con la misma velocidad *V* que se mueve la placa. La capa de líquido situada inmediatamente debajo de la anterior, no tiene la misma velocidad *V*, sino una ligeramente menor, debido a que existe un deslizamiento de una capa sobre otra. La capa superior tiende a que la inferior se mueva con la misma velocidad que ella, pero a causa de la inercia que presenta la capa inferior, se produce ese deslizamiento de una sobre otra, dando lugar a unas fuerzas de rozamiento en sentido contrario al movimiento. Haciendo el mismo razonamiento con el resto de las capas, la distribución de velocidades sería tal como se indica en la fig. 2.9. La capa de fluido en contacto con la placa *A* permanecería en reposo. Una corriente de este tipo se denominaría *laminar*. Para que la placa *B* continuara con la velocidad *V*, sería necesario que se aplicara una fuerza constante *F* con el fin de vencer las fuerzas de rozamiento que se originan entre las capas de fluido, al deslizar unas sobre otras.

Esta fricción interna dentro del fluido es originada por la viscosidad.

La propiedad de la viscosidad la manifiestan tanto los líquidos como los gases, siendo los líquidos más viscosos que los gases.

2.18. COEFICIENTE DE VISCOSIDAD

Se define el coeficiente de viscosidad o viscosidad absoluta que denominaremos por la letra griega μ (mu), mediante la relación

$$F = \mu \cdot S \cdot \frac{dV}{dy}$$, siendo y la separación entre las placas. [2.28]

El coeficiente de viscosidad es una medida de la fricción interna de los fluidos.

Las dimensiones de μ son $ML^{-1}\ T^{-1}$ (Masa.Longitud^{-1}.Tiempo^{-1}), y la unidad que se emplea en el sistema cegesimal recibe el nombre de *poise.*

$$1\ poise = \frac{1\ dina \cdot s}{cm^2} = \frac{1\ g}{cm \cdot s}$$

El significado físico del coeficiente de viscosidad es el del cociente entre la fuerza y la velocidad de deformación, su valor depende de la temperatura apreciablemente. Cuando la temperatura aumenta la viscosidad en los líquidos disminuye, mientras que en los gases aumenta.

La fórmula de Sutherland, aplicable al aire,

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \left(\frac{T_0 + S}{T + S}\right) \qquad [2.29]$$

da la relación entre la viscosidad μ a la temperatura T, y la viscosidad μ_0 a la temperatura $T_0 = 288{,}15$ °K, siendo $S = 110{,}4$ °K la constante de Sutherland. En ella se puede observar que en el aire μ aumenta con la temperatura, al contrario de lo que ocurre con los líquidos (por ejemplo, si la miel se calienta es menos viscosa). Sustituyendo T_0, S y μ_0, la fórmula anterior puede escribirse

$$\mu = \frac{\beta \cdot T^{3/2}}{T + S}$$ en Kg. m^{-1} s^{-1}, siendo $\beta = 1{,}458.10^{-6}$ (T en grados Kelvin) [2.30]

Como dentro de la aerodinámica aparecen involucrados frecuentemente los fenómenos de viscosidad y compresibilidad, se utiliza más frecuentemente el *coeficiente cinemático* de viscosidad, que designaremos por ν (nu), y que se define como el absoluto dividido por ρ (densidad).

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (dimensiones: L^2 \cdot T^{-1}) \qquad [2.31]$$

Dividiendo la viscosidad absoluta en poises entre la densidad en gramos por cm^3 se obtiene la viscosidad cinemática en *stokes.*

$$1\ stoke = \frac{1\ poise}{1\ g/cm^3} = \frac{1\ cm^2}{s}$$

En la atmósfera tipo, el coeficiente cinemático de viscosidad del aire aumenta con la altitud, y el absoluto disminuye (aproximadamente con el valor θ).

Ello es debido a que tanto μ como ρ disminuyen cuando disminuye la temperatura, pero la densidad lo hace más rápidamente.

Los valores de μ y ν a nivel del mar y atmósfera tipo son

$$\mu_0 = 1,7894 \cdot 10^{-5} \frac{Kg}{m \cdot s} \quad \text{y} \quad \nu_0 = 1,4607 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$$

Los efectos de las variaciones de presión sobre el coeficiente de viscosidad son despreciables.

2.19. CAPA LÍMITE, LAMINAR Y TURBULENTA

Supongamos ahora, que para mayor similitud con los fenómenos que nos interesan, tenemos una superficie que puede ser parte de un perfil alar, o cualquier otro elemento del avión (por ejemplo, fuselaje, etc.).

Suponiendo esta parte del perfil en reposo, y el aire moviéndose, nos encontramos con un fenómeno análogo al descrito en 2.17, sólo que aquí no existen dos superficies, sino solamente una.

La capa molecular de aire en íntimo contacto con la superficie permanece adherida a ésta, después existe un deslizamiento entre las diferentes capas, que conforme están a más distancia de la superficie, tienen una velocidad mayor hasta un punto en el que la velocidad de la capa de aire correspondiente es la de la corriente libre. La zona que existe entre la pared o superficie de perfil (velocidad cero) y el punto donde la velocidad es la de la corriente libre, se denomina capa límite.

El espesor de la capa límite es la distancia del punto de velocidad cero, a otro donde la velocidad es el 99% de la corriente libre.

Cuando el movimiento del aire dentro de la capa límite es en forma de capas paralelas, como el ejemplo puesto en 2.17 se la denomina laminar.

El estudio de la capa límite laminar se debe a Prandtl, por lo que se le denomina teoría de la capa límite de Prandtl.

La fuerza de rozamiento entre las diferentes capas, debido al deslizamiento a que están sometidas al tener distintas velocidades, la denominaremos *resistencia de fricción*. La forma de la distribución de velocidad en el caso de capa límite laminar, puede observarse en la fig. 2.10.

En los puntos próximos al borde de ataque, la capa límite es laminar, conforme el aire se va moviendo alejándose del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disipan cada vez más energía de la corriente de aire, haciendo que el espesor de la capa límite aumente paulatinamente, hasta que a una cierta distancia del borde de ataque, la capa límite empieza a sufrir unas

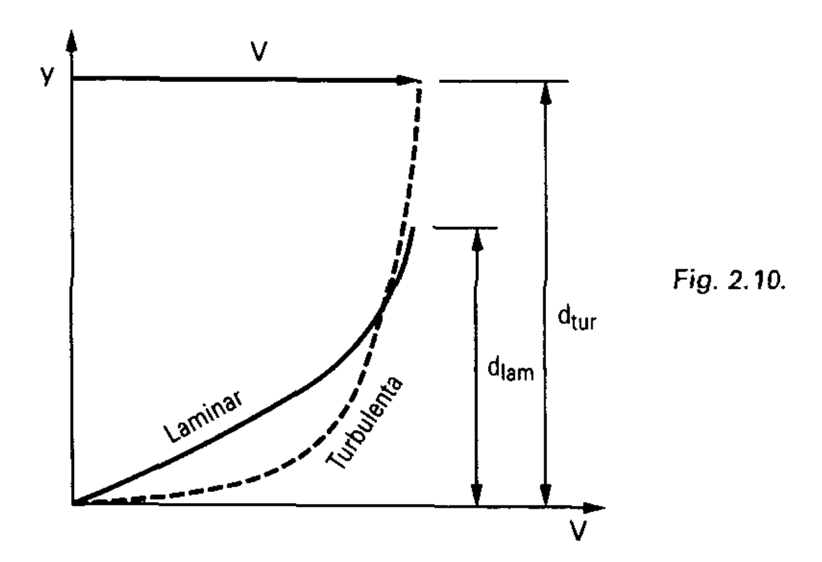


Fig. 2.10.

perturbaciones de tipo ondulatorio, que acarrean un aumento del espesor de la capa límite, y una destrucción de la corriente laminar que existía, pasando a ser *turbulenta*.

Debido a que en la capa límite turbulenta las partículas ya no se mueven en forma de láminas paralelas, aquellas que están alejadas de la pared, al pasar a una zona próxima a ésta comunican energía a las que están en esta zona, y viceversa, al pasar las próximas a la pared a zonas alejadas de ella tienden a retrasar el movimiento de estas últimas.

El resultado global es un aumento de la velocidad de las partículas dentro de la capa límite respecto a la laminar, y ello es debido a que las partículas exteriores de la capa límite toman energía de la corriente libre de aire y la transmiten a las zonas próximas a la pared, con el resultado de que las partículas próximas a la pared tienen una velocidad mayor en el caso de capa límite turbulenta que en el laminar.

La fig. 2.10 que representa el valor de la velocidad en función de la distancia a la pared, ilustra lo referente a espesor y velocidades. La variación de la velocidad en función de la distancia (la derivada), *cumple cerca de la pared:*

$$\left(\frac{dV}{dy}\right)_{lam} < \left(\frac{dV}{dy}\right)_{tur} \qquad [2.32]$$

Luego según la ec. 2.28 las fuerzas de fricción o rozamiento dentro de la capa límite cumplen:

$$F_{lam} < F_{tur}$$

Como resultado una capa límite turbulenta presenta respecto a una laminar:

- Mayor espesor.
- Mayor velocidad media de las partículas.
- Mayor resistencia de fricción.

El fenómeno de paso de capa límite laminar a turbulenta se conoce con el nombre de transición, y ocurre en una región denominada *región de transición*. Esta región es muy pequeña y en todo el ámbito relacionado con la Mecánica de Fluidos y Aerodinámica se la denomina *punto de transición* (fig. 2.11).

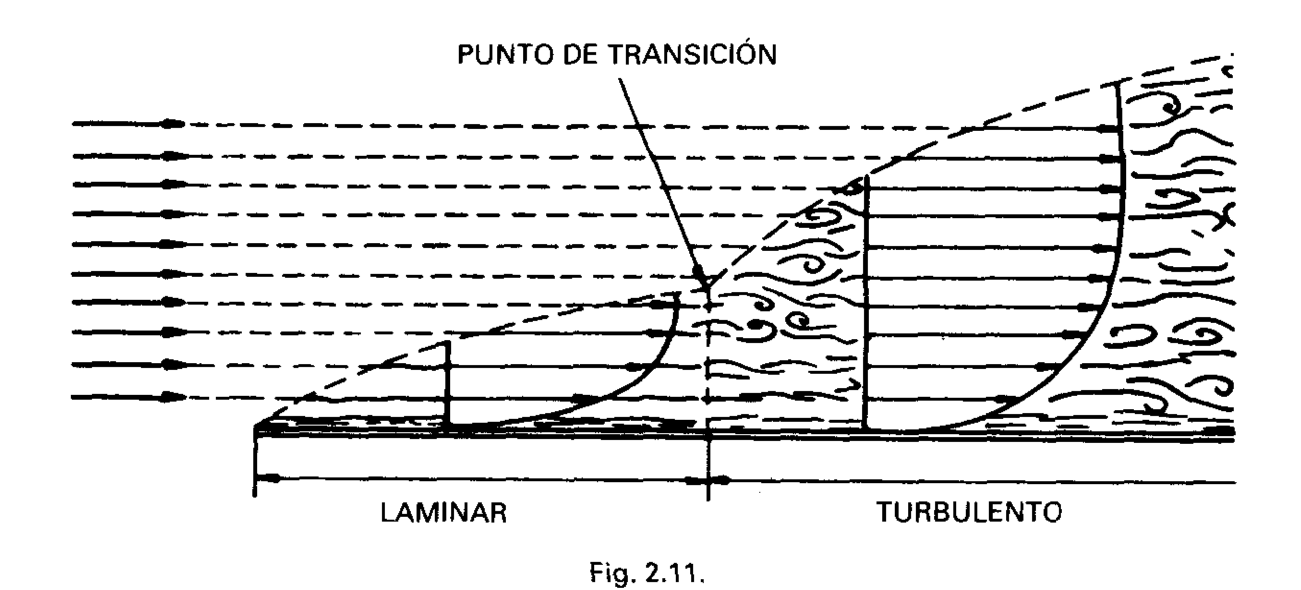


Fig. 2.11.

La transición puede adelantarse por motivos tales como: rugosidad de la superficie, turbulencia de la corriente libre de aire, existencia de presiones crecientes aguas abajo en la corriente libre de aire (gradiente adverso de presiones).

Esta transición de capa límite laminar a turbulenta es análoga a la que ocurre en el humo que se eleva de un cigarrillo, pudiendo observarse los fenómenos de aumento de velocidad y espesor, si el aire está en reposo.

De lo expuesto anteriormente, se deduce que será deseable desde el punto de vista de la resistencia de fricción que la capa límite sea laminar, y caso de no ser posible en todo el perfil, procurar que el punto de transición esté lo más retrasado posible.

En el caso de capa límite turbulenta, existe una agitación continua de las partículas del fluido en dirección transversal a la pared, se comprende que este movimiento perpendicular a la pared no puede existir en las proximidades de ésta; por tal motivo debajo de la capa límite turbulenta existe siempre una *subcapa laminar* de un espesor extremadamente pequeño.

La capa límite tiene una propiedad fundamental y utilísima: A través de ella se transmite la presion que existe en la corriente libre de aire hasta la pared, esto permite entre otras cosas la medida de la velocidad, ya que se puede *medir la presión estática*.

Dentro de la capa límite no se puede aplicar el teorema de Bernoulli (2.4) porque debido a los rozamientos tiene lugar una pérdida de energía, que no se computa en dicho teorema.

La existencia de la capa límite puede comprobarse, viendo por ejemplo, como las gotas de lluvia sobre la superficie de un avión no son barridas por la corriente de aire, sino que se desplazan lentamente.

La naturaleza, de la capa límite tiene una gran importancia en algunas características de vuelo, unas ya estudiadas y otras que veremos posteriormente, como son:

- Resistencia de fricción.
- Valor del *coeficiente de sustentación máximo*.
- Forma de entrada en pérdida.
- Resistencia de forma.

En el fenómeno del vuelo la viscosidad tiene una gran importancia, manifestándose los efectos de la misma en una estrecha región próxima a la superficie o pared del avión, la capa límite. Fuera de la capa límite se puede considerar que el aire es un fluido perfecto, sin viscosidad, lo que simplifica mucho el estudio de los fenómenos aerodinámicos que se producen fuera de ella.

2.20. NÚMERO DE REYNOLDS

Hemos visto que el punto de transición tenía lugar a una cierta distancia del borde de ataque. Mediante experiencias con diversos fluidos, y a diferentes velocidades, observaríamos que depende también de la viscosidad (tipo de fluido) y de la velocidad. Reynolds generalizó las conclusiones mediante la introducción de un parámetro adimensional, que combina los efectos anteriores, denominado Número de Reynolds, *RN, que viene expresado por*

$$RN = \frac{V \cdot l}{\nu} \quad \text{o bien} \quad RN = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} \qquad [2.33]$$

en donde:

V = Velocidad.

l = Distancia al borde de ataque.

ν = Coeficiente cinemático de viscosidad.

μ = Coeficiente absoluto de viscosidad.

A este número de Reynolds se le denomina número de Reynolds local, porque es el que existe en un punto a una distancia l del borde de la superficie.

Cuando nos estamos refiriendo al efecto completo sobre el ala, sobre el avión, etc., el número de Reynolds que se utiliza es el global donde la longitud que se sustituye en la ec. 2.33 es un valor típico del avión, normalmente la cuerda.

Si el RN es relativamente pequeño la capa límite es laminar y si RN es relativamente grande la capa límite es turbulenta. Esto explica porqué en un perfil cerca del borde de ataque la capa límite es laminar, el RN local es pequeño, y que conforme la distancia al borde de ataque va aumentando el RN local va creciendo y la capa límite puede convertirse en turbulenta.

En el apartado anterior, hemos visto que dentro de la capa límite se origina una resistencia de fricción que se opone al movimiento del avión. Para una superficie determinada sometida a una corriente de aire, se denomina *coeficiente de fricción*, C_f, a la capacidad de generar resistencia de esa superficie en esa corriente.

En la fig. 2.12 se puede observar la variación del coeficiente de resistencia de fricción en los casos de capa límite laminar y turbulenta en función del RN para una placa plana, así como la zona en la que se puede producir la transición.

La transición ocurre normalmente para valores de RN entre medio millón y 10 millones y se producirá antes o después dependiendo en gran medida de la rugosidad de la superficie, de la turbulencia de la corriente libre de aire y de la distribución de presiones. Otros factores que afectan a la transición son la temperatura de la superficie y el número de Mach. Normalmente cuanto menor es la temperatura de la superficie menor es el espesor de la capa lí-

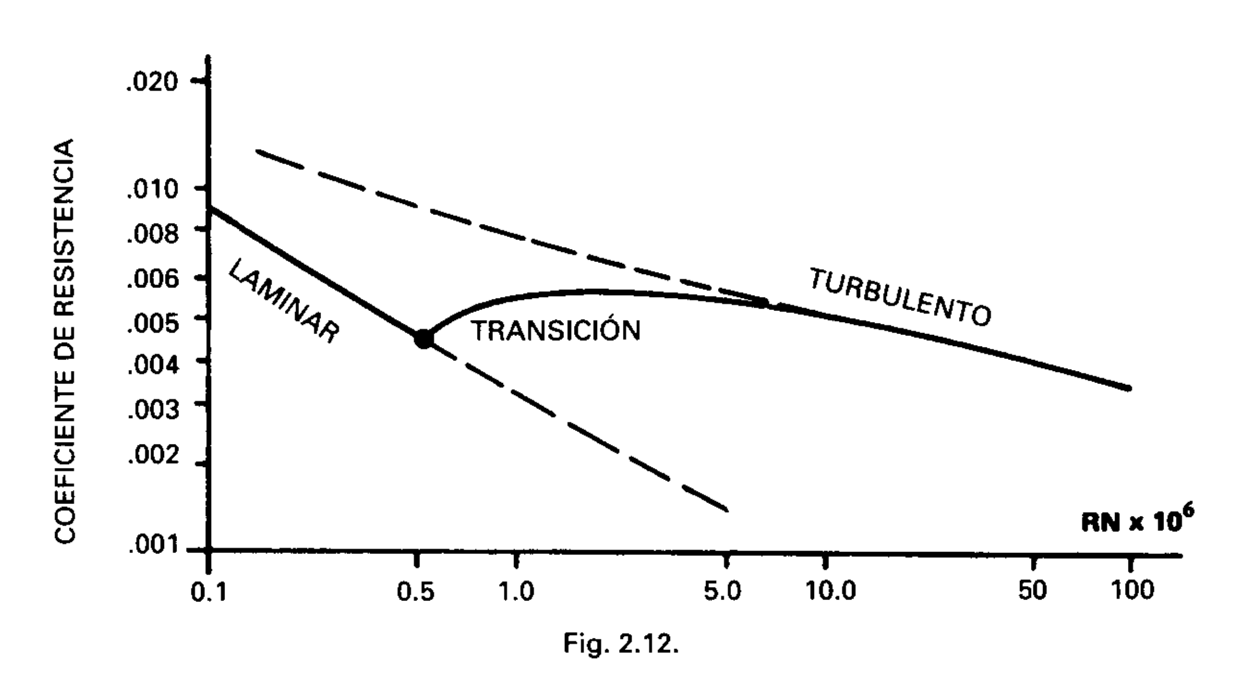


Fig. 2.12.

mite y se retrasa la transición. En cuanto al Mach, el RN de transición suele ser mayor si la corriente es compresible, Mach alto.

El número de Reynolds de un avión en vuelo se obtendrá, según la definición de RN, ec. 2.30, sustituyendo en ella el valor de la velocidad de vuelo, el de la viscosidad cinemática (o de la densidad del aire y la viscosidad absoluta) y de una longitud característica del avión. Como valor de esta longitud característica suele tomarse un valor de la cuerda, pero podría tomarse otro, como, por ejemplo, la envergadura o el diámetro del fuselaje.

De lo anteriormente expuesto se deduce que el RN no es siempre el mismo durante el vuelo de un avión.

El número de Reynolds puede ser interpretado como el cociente entre las fuerzas de inercia, y las fuerzas de viscosidad, si su valor es pequeño, significa que predominan las fuerzas de viscosidad; si es grande, los efectos predominantes son los de inercia.

Podríamos decir que un fluido es tanto más viscoso cuanto menor es el RN.

El espesor δ de la capa límite sobre una placa plana es:

$$\delta = \frac{5{,}2 \cdot x}{RN} \quad \text{para laminar.} \qquad [2.34]$$

y

$$\delta = \frac{0{,}37 \cdot x}{RN^{0{,}2}} \quad \text{para turbulenta.} \qquad [2.35]$$

en donde x, es la distancia al borde de ataque de la placa y RN el número de Reynolds en el punto situado a la distancia x del borde de ataque.

En un avión comercial de tamaño grande, el espesor de la capa límite en la mitad de la cuerda es del orden de 2 o 3 cm.

El número de Reynolds es un factor importante en el vuelo a velocidades bajas, mientras que el número de Mach lo es a velocidades altas.

2.21. TORBELLINOS

Una masa fluida, está sometida a un movimiento turbillonario si las partículas que la constituyen están animadas de una velocidad de rotación alrededor de un eje (este eje se denomina eje de torbellino), de tal forma, que cuando mayor sea la distancia de cada partícula al eje, la velocidad sea menor (fig. 2.13). Entre las velocidades de cada partícula y su distancia al eje se cumplirá la ecuación:

$$V_r \cdot r = K \qquad [2.36]$$

de tipo hiperbólico, en donde:

V_r = Velocidad lineal.

r = Distancia de la partícula al eje.

K = Una constante.

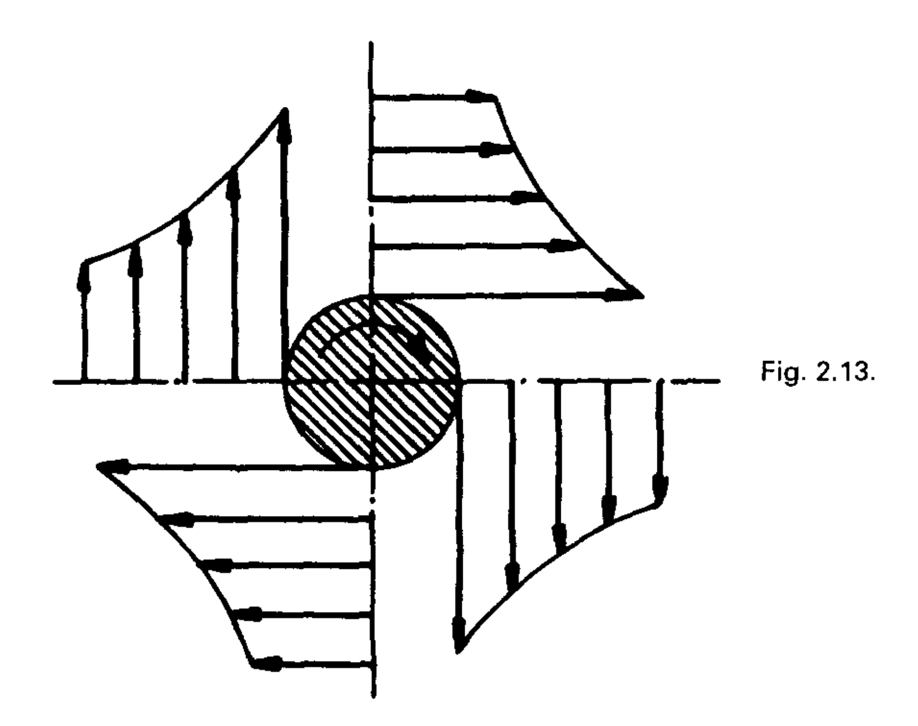


Fig. 2.13.

El tipo de corriente que cumple con la ec. 2.36 se conoce como torbellino libre.

Se denomina circulación del torbellino, a lo largo de la curva *C*, a:

$$\Gamma = \int_C \vec{V} \cdot \vec{ds} \qquad [2.37]$$

en este caso, la circulación es, resolviendo la integral:

$$\Gamma = 2\pi r \cdot V_r \qquad [2.38]$$

El valor de la circulación también se denomina intensidad del torbellino.

Según la fórmula expresada anteriormente en el eje del torbellino, la velocidad debería ser infinita, ya que $r = 0$, y $V_r \cdot r = cte$; lo que ocurre en realidad, es que existe un entorno alrededor del eje de torbellinos, en el cual no se cumple la ecuación anterior, por ejemplo, para r menor o igual que r_0, y ello es debido a los efectos de la viscosidad.

La teoría de los torbellinos permite elaborar las siguientes conclusiones:

a) Los torbellinos conservan su intensidad.

b) Las líneas de torbellinos no pueden tener sus extremos en el seno fluido; esto es: los tubos de torbellinos deben cerrarse sobre sí mismos, terminar en las superficies libres del fluido, o prolongarse hasta el infinito.

c) En contradicción con la experiencia, teóricamente se deduce que los torbellinos son eternos; no pueden engendrarse ni destruirse. (Esto es debido a que la teoría se basa en la hipótesis de fluido ideal sin rozamientos y viscosidad; en la realidad, no ocurre así).

Ejemplos de movimientos turbillonarios son los ciclones, las trombas, los remolinos que se forman al vaciar un lavabo, los «anillos de humo» que producen los fumadores, etc.

El hecho de que las velocidades en un torbellino sean tanto mayores cuanto más próximo se esté del núcleo, da como resultado, por aplicación directa del teorema de Bernoulli, una disminución de la presión estática, siendo ésta tanto menor cuanto más cerca del centro, lo

que a su vez provoca una disminución de la temperatura, pudiendo condensarse el vapor de agua y hacerse visibles los torbellinos.

A esta disminución de la presión respecto a la estática, que puede tener un valor considerable, se le saca provecho con diversos dispositivos que se utilizan en los aviones para producir torbellinos, por ejemplo, los *strakes*.

En general, *podemos afirmar que los remolinos se forman cuando entre dos capas de fluido existe una diferencia de velocidades, o lo que es igual, cuando existe una discontinuidad de velocidad entre dos capas fluidas (un caso particular sería que una de las capas estuviera en reposo y la otra a una cierta velocidad).*

Si suponemos una calle *A*, por la que existe, debido al viento, una velocidad V_A como indica la fig. 2.14, y suponemos que en una calle *B* perpendicular a la anterior, el aire está en reposo, en la esquina se formarán una serie de torbellinos, a causa de la discontinuidad de velocidad en la línea de puntos.

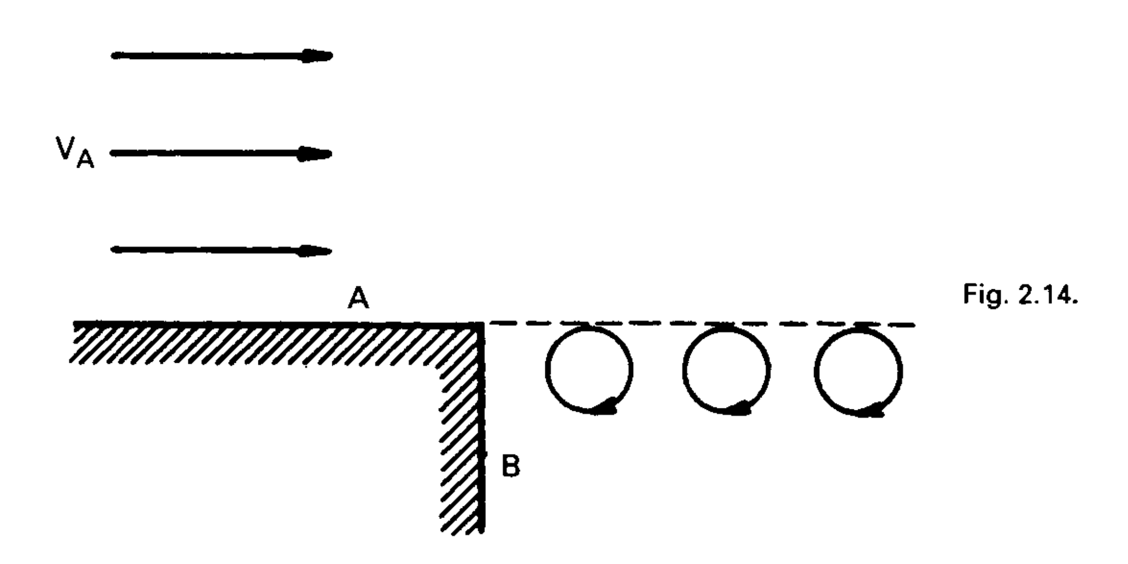


Fig. 2.14.

Un ejemplo análogo son los remolinos que se forman detrás del pilar de un puente sobre un río. Existe una discontinuidad entre la velocidad del agua detrás, que está en reposo, y la velocidad de la corriente.

Otro ejemplo, son los torbellinos que se forman detrás de un cilindro colocado como indica la fig. 2.15; salen una serie de torbellinos alternativamente en cada uno de los bordes.

Si este cilindro fuera el mástil de una bandera, tendríamos la explicación de porqué las banderas ondean al viento.

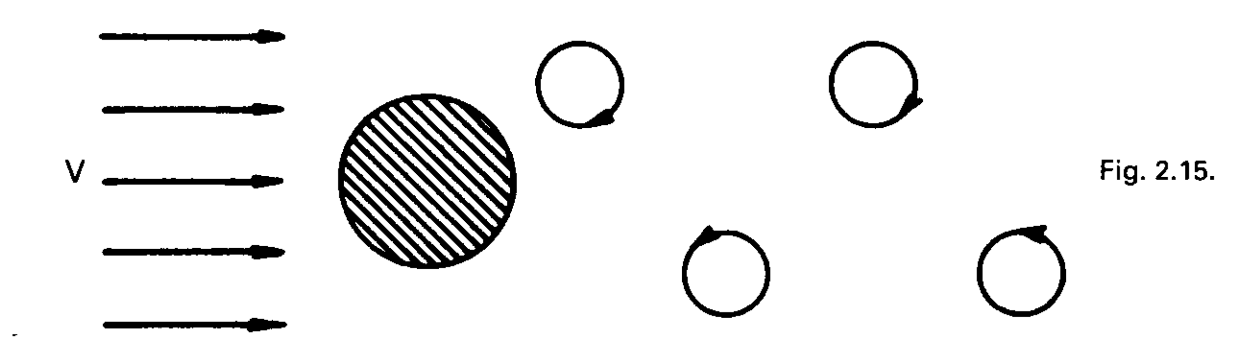


Fig. 2.15.

La disposición de torbellinos que hemos comentado se conoce con el nombre de *calle de torbellinos de Kármán*, en honor a ser este científico el primero que demostró que la disposición de los torbellinos no podía ser simétrica, sino alternada, y algunas relaciones entre la distancia de las filas de torbellinos y la de dos consecutivos de una misma fila, este es uno de los pocos casos en los que se puede calcular teóricamente la disposición de los torbellinos (normalmente debido a la gran variedad de obstáculos y de corrientes su disposición es difícil de calcular).

También se encuentran torbellinos a sotavento de los edificios y montañas, al paso de los trenes de ferrocarril, etc.

Observando la ec. 2.38 que da el valor de la circulación vemos que si se tiene en cuenta la ec. 2.36 resulta que: la circulación obtenida a lo largo de una circunferencia con un torbellino en su centro es constante.

$$\Gamma = 2\pi K \qquad [2.39]$$

al no aparecer el radio se deduce que la circulación es independiente de la forma de la curva alrededor de la cual se calcula, siempre que el centro del torbellino esté dentro de dicha curva.

La circulación a lo largo de una curva cerrada que no contenga ningún torbellino es nula.

La circulación por sí misma no produce ningún tipo de fuerzas, pero sí produce fuerzas la superposición de una circulación con una corriente lineal, como veremos en 3.3.

3

Origen de las fuerzas aerodinámicas

3.1. PERFILES. TERMINOLOGÍA

Como veremos más adelante, la forma y la inclinación del perfil respecto a la dirección de la corriente de aire, son de gran importancia en la distribución de presiones que da origen a la sustentación. Empezaremos por definir la terminología del perfil (fig. 3.1 y fig. 3.2).

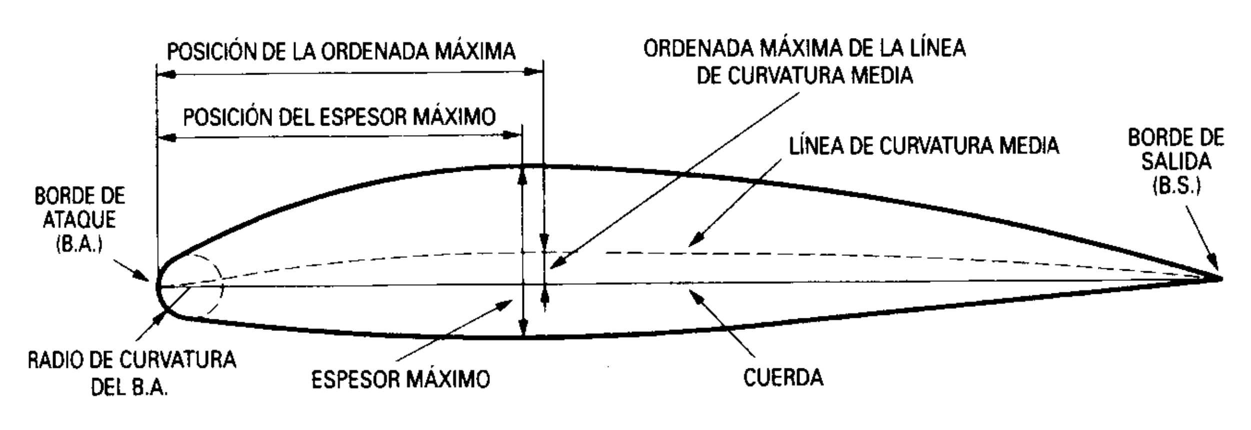


Fig. 3.1.

a) *Cuerda:* Es la línea recta que une el borde de ataque (b.a) con el borde de salida (b.s.). Es una dimensión característica del perfil.

b) *Línea de curvatura media:* Es una línea equidistante entre el extradós y el intradós. La forma de esta línea es muy importante en las características aerodinámicas del perfil; en definitiva, «fija» la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media, cae por encima de la cuerda como en la fig. 3.1, se dice que la curvatura es positiva, negativa si va por debajo y de doble curvatura si va en un tramo por arriba y en otro por debajo.

c) *Ordenada máxima de la línea de curvatura media:* Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda; este valor y

su posición a lo largo de la cuerda ayuda a definir la forma de la línea de curvatura media. El valor de la ordenada máxima, y su posición suelen darse en forma de % de la cuerda.

d) *El espesor y la distribución de espesor:* Son dos características importantes. El valor del espesor máximo y su posición se expresan en % de la cuerda. El valor del espesor varía desde un 3% en los muy delgados hasta un 18% en los muy gruesos.

e) *El radio de curvatura del b.a.:* Define la forma del b.a., y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media.

Su magnitud define la agudeza del b.a. y tiene efectos importantes en las características de pérdida. Un radio de curvatura de b.a. de valor pequeño significa un b.a. agudo y puede causar una separación temprana de la capa límite cerca del b.a.

f) La acción de la corriente de aire sobre un perfil produce, por diferentes motivos, una fuerza aerodinámica. Esta fuerza es usual descomponerla en dos componentes: sustentación y resistencia.

La sustentación es la componente perpendicular a la corriente libre de aire.

g) *La resistencia* es la componente paralela a la corriente libre de aire.

h) *El ángulo de ataque* es el que existe entre la cuerda, y la dirección de la corriente libre de aire.

Los términos corriente libre de aire y viento relativo son equivalentes.

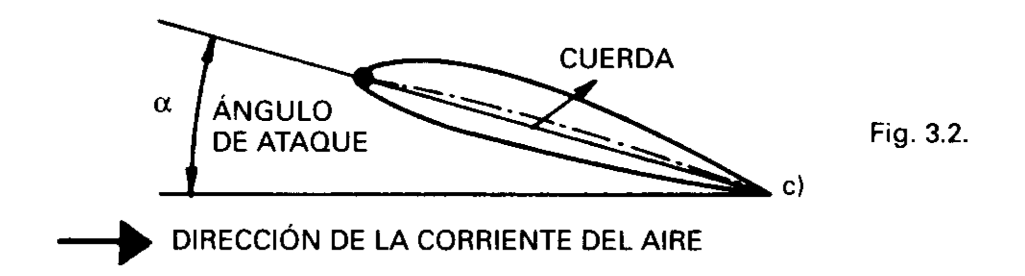


Fig. 3.2.

Valores típicos de algunos de estos parámetros son:

- Espesor máximo: 12% de la cuerda, y situado en el 30% de ésta (a partir del b.a.).
- Ordenada máxima de la línea de curvatura media: 4% y situada en el 40% de ésta.

3.2. DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES SOBRE UN CILINDRO

Supongamos un *fluido ideal* (sin viscosidad) en movimiento, con una velocidad V. Si en el seno del fluido colocamos un cilindro de longitud muy grande (infinita) como indica la fig. 3.3, la corriente se dividirá alrededor del cilíndro. Debido a este obstáculo, en el punto 1, la corriente tendrá una velocidad V_1 mayor que V, mientras que en el punto 0, la velocidad será nula, (punto de remanso). Aplicando el teorema de Bernoulli, primero entre un punto de la corriente en el que todavía no ha sido perturbada por la presencia del obstáculo (velocidad V), y el punto de remanso de la izquierda (sea la presión del punto de remanso p_t, presión de impacto, o total)

$$p_t + 0 = p + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \qquad [3.1]$$

p = presión en un punto de la corriente no perturbado por el cilindro, (si estamos en la atmósfera será la presión atmosférica). Y después entre el mismo punto sin perturbar y el punto 1:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho \cdot V_1^2 = p + \frac{1}{2} \rho V^2 \qquad [3.2]$$

de las ec. 3.1 y 3.2 obtenemos:

$$p_t = p + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \qquad [3.3]$$

$$p_1 = p - \frac{1}{2} \rho \cdot (V_1^2 - V^2) \qquad [3.4]$$

en donde observamos que la presión en el punto de remanso es superior a la atmosférica en una cantidad $1/2\ \rho \cdot V^2$ y la presión en el punto 1 es inferior a la atmosférica en una cantidad $1/2\ \rho\ .\ (V_1^2 - V^2)$, ya que V_1 es mayor que V.

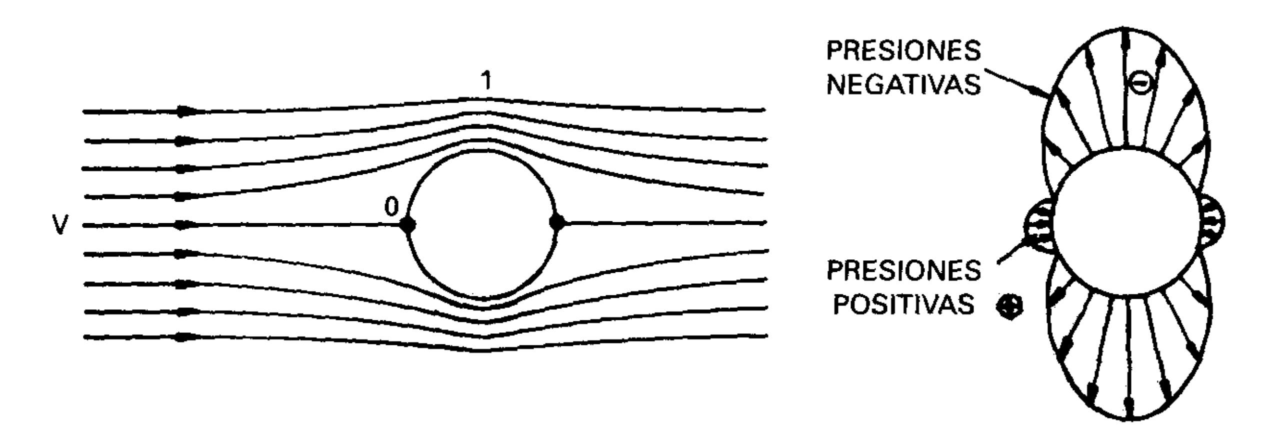


Fig. 3.3.

Si adoptamos el criterio de llamar presiones positivas a las superiores a la atmosférica, y negativas a las inferiores, podremos afirmar (recuérdese el ejemplo de la fig. 2.6) *que en los puntos en que la velocidad es cero o inferior a la de la corriente libre V, la presión es positiva y en los puntos donde la velocidad es superior a la de la corriente libre V, la presión es negativa.* Como puede observarse, el teorema de Bernoulli es en definitiva una forma de la expresión de la ley de la conservación de la energía: la energía potencial, presión, se transforma en cinética.

Teóricamente ocurre, como se indica en la fig. 3.3, que:

a) Existen dos puntos de remanso situados simétricamente en los extremos del diámetro horizontal.

b) Las líneas de corriente se juntan en las partes superior e inferior (zonas de mayor velocidad) y se separan en las partes delantera y trasera (de menor velocidad) (Vid. 2.5).

c) La distribución de velocidades es simétrica.

d) Como consecuencia la distribución de presiones también es simétrica.

En este caso del fluido ideal, la fuerza a que da origen esta distribución de presiones, será nula en cualquier dirección.

Obsérvese que incluso no existirá ninguna fuerza en la dirección del movimiento del fluido; es decir, el obstáculo, en este caso el cilindro, no ofrecerá resistencia al movimiento de avance del fluido. Recuérdese que estamos considerando el fluido, (sea el aire) ideal, por tanto, sin viscosidad. Tampoco existe fuerza en sentido normal a la dirección de la corriente (sustentación). La no existencia de resistencia, en contradicción con la realidad, debido a no considerar la viscosidad, se conoce con el nombre de paradoja de D'Alémbert.

3.3. EFECTO MAGNUS

Si en el ejemplo puesto en el párrafo anterior, suponemos que el cilindro está girando alrededor de su eje con una cierta velocidad, en el sentido que se indica en la fig. 3.4, el movimiento giratorio del cilindro originará, por frotamiento, un movimiento circular del aire que se siente arrastrado en la misma dirección que el cilindro. Como podemos observar esto significa una contradicción con la hipótesis hecha anteriormente (3.2) acerca de fluido ideal, ya que si el aire se siente arrastrado por el cilindro, es que tiene viscosidad, como realmente ocurre, y suponemos que tiene la necesaria para producirse dicho arrastre y no la suficiente para que se produzca el desprendimiento de la corriente.

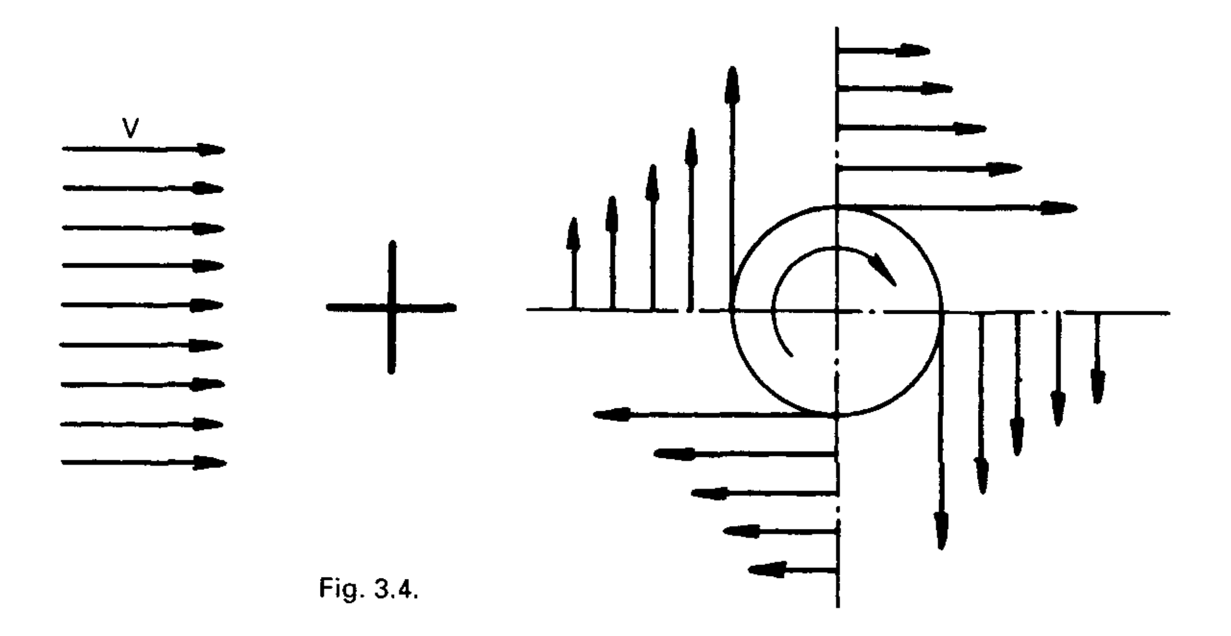


Fig. 3.4.

La superposición de las dos velocidades, la de la corriente del aire más la de giro creada por el cilindro dará la distribución de velocidades alrededor del cilindro que se indica en la fig. 3.5.

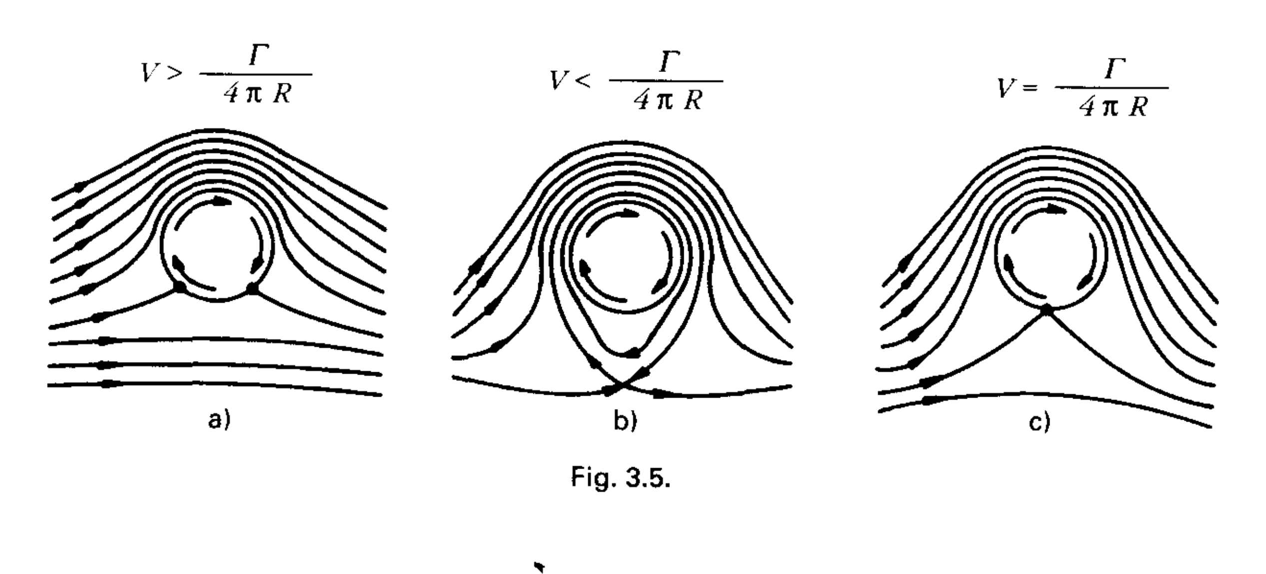


Fig. 3.5.

Según sea el valor de la circulación (es decir, de la velocidad de rotación del cilindro), nos encontraremos con que la suma de los dos campos de velocidades, será de uno de los tres tipos de la figura 3.5; en cualquiera de ellos, la velocidad en la parte superior del cilindro (siendo el movimiento de giro de éste el indicado en la figura), será superior a la de la corriente libre de aire, *V*, y en la parte inferior, la velocidad será menor. El que el tipo de corriente sea uno u otro de los tres casos de la figura, dependerá de los valores relativos de la velocidad de la corriente libre de aire, y de giro del cilindro (o lo que es igual del valor de la circulación Γ).

Fijándonos en uno cualquiera de los casos, por ejemplo, el (a), nos encontramos con que en los puntos de velocidad mayor que *V* (corriente libre), la presión será negativa, y en los puntos en que la velocidad sea menor que *V*, la presión será positiva (fig. 3.6). En este caso concreto (a) existen dos puntos de remanso (velocidad nula).

Como se ve comparando las figs. 3.3 y 3.6, la distribución de presiones no es la misma. En el caso de cilindro giratorio, la distribución de presiones es asimétrica respecto a la dirección de la corriente libre; la distribución de presiones negativas sobre la parte superior del cilindro es en valor absoluto superior a la de la parte inferior.

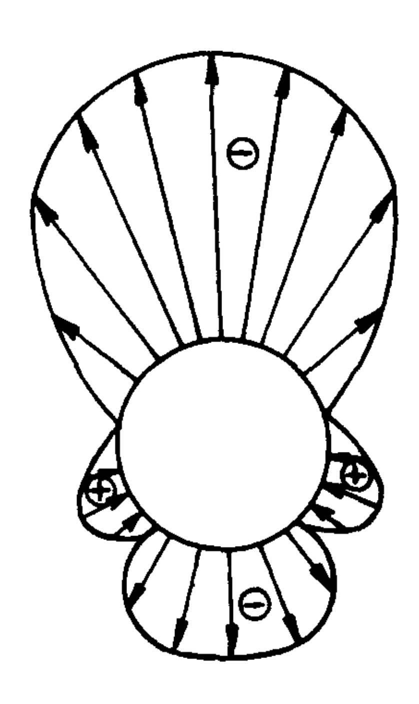


Fig. 3.6.

Esta distribución de presiones da lugar a una fuerza (succión) hacia arriba.

El efecto de esta circulación de corriente adicional que crea el giro del cilindro, es el de dar lugar a una fuerza perpendicular a la dirección de la corriente libre, y se conoce con el nombre de *efecto Magnus*.

El *efecto Magnus* es bien conocido en muchos juegos de pelota, en los que se conoce con el nombre de «efecto».

Basándose en el *efecto Magnus*, el ingeniero alemán Flettner, construyó un barco con un cilindro vertical, al cual hacía girar un motor sobre su eje, el viento producía una fuerza perpendicular a él y al eje. En definitiva el cilindro actuaba como una vela, en cuanto a sus efectos.

3.4. FUERZA RESULTANTE SOBRE UN PERFIL. CENTRO DE PRESIÓN

Hemos visto, como al girar un cilindro, se produce una sustentación a causa de superponer una circulación. De forma análoga, un perfil es capaz de producir sustentación con una eficiencia mayor. En el caso del cilindro, para que se produjera sustentación, era necesario que existieran: la circulación y una velocidad de la corriente libre del aire; la sustentación provenía del efecto de estas dos velocidades; en el cilindro conseguíamos la circulación mediante la rotación. En un perfil la circulación se establece por medio de su forma.

Supongamos primeramente un perfil simétrico con ángulo de ataque cero. La distribución de presiones será la indicada en la fig. 3.7. Este caso es análogo al de la fig. 3.3 de cilindro sin circulación.

PERFIL SIMÉTRICO. ÁNGULO DE ATAQUE CERO

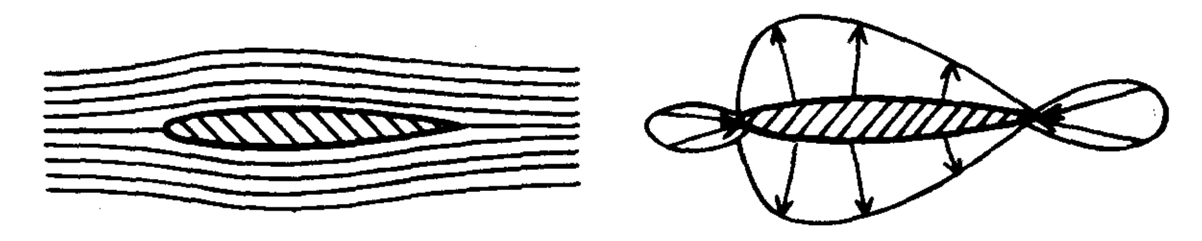


Fig. 3.7.

Si el perfil tiene un ángulo de ataque positivo, la distribución de líneas de corriente será la de fig. 3.8, con un aumento de la velocidad en el extradós respecto a la de la corriente libre, y una disminución en el intradós. El efecto, es el mismo que el de la fig. 3.6 en el caso de cilindro con circulación (giratorio). Obsérvese que existe también una deflexión de la corriente hacia arriba en las proximidades del b.a. y hacia abajo después del b.s. Como vemos el efecto del ángulo de ataque puede suponerse igual a añadir una circulación al caso de ángulo de ataque cero.

El aumento de velocidad en el extradós aumenta el valor de la presión negativa (succión) mientras que la disminución de velocidad en el intradós disminuye el valor de la succión; el resultado de la distribución de presiones es una fuerza dirigida hacia arriba; la componente de esta fuerza perpendicular a la corriente de aire libre (dirección de vuelo) será la sustentación.

El punto donde se puede considerar aplicada esa fuerza resultante se denomina *centro de presión*.

PERFIL SIMÉTRICO. ÁNGULO DE ATAQUE POSITIVO

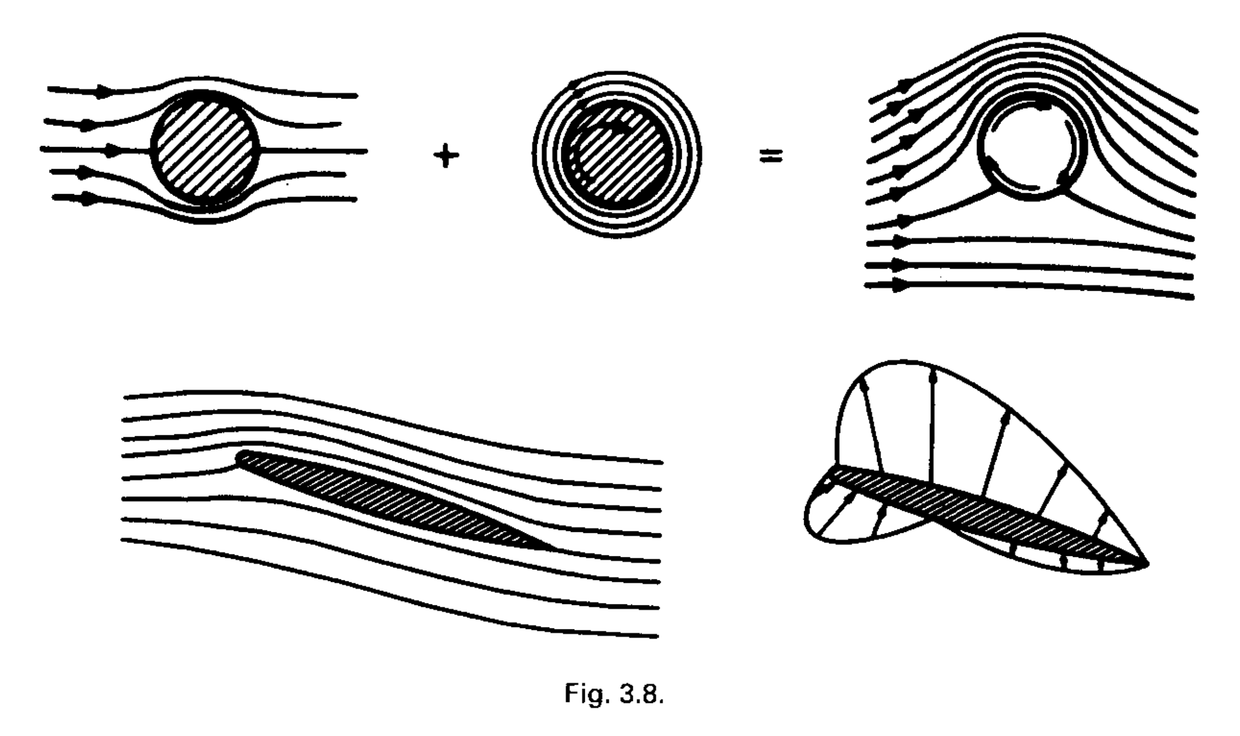


Fig. 3.8.

Si se aumenta el angulo de ataque, la distribución de presiones cambia de la forma que se indica en la fig. 3.9. La depresión en el extradós aumenta y puede llegar a ser positiva en el intradós, esto da lugar a que la sustentación aumente con el ángulo de ataque.

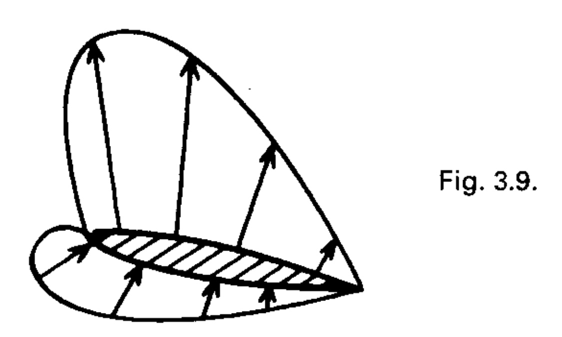


Fig. 3.9.

En la fig. 3.10 se representa el desplazamiento que experimenta el centro de presiones c.p., conforme el ángulo de ataque aumenta: Cuanto mayor es el ángulo de ataque más adelante está situado el c.p. y la resultante de la distribución de presiones llega a estar algo inclinada hacia adelante a causa del valor elevado de la succión que se produce cerca del b.a. en el extradós.

Las ec. 3.3 y 3.4, nos mostraban que las presiones sobre el extradós e intradós dependían de la densidad del aire, y del cuadrado de la velocidad; la fuerza que actúa sobre el perfil dependerá de las mismas variables.

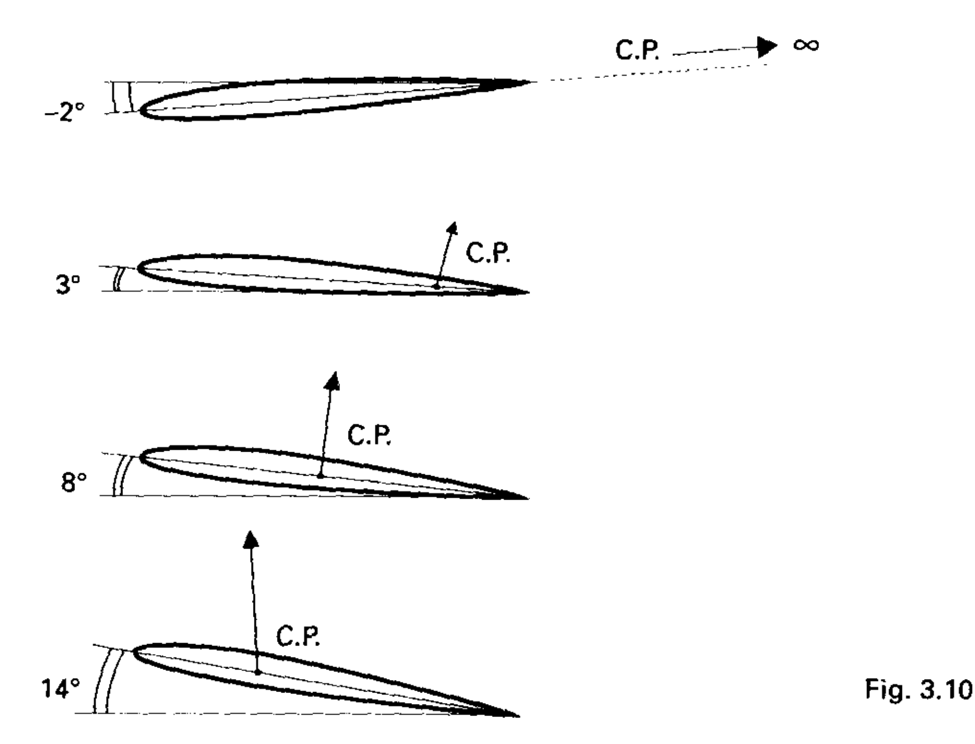


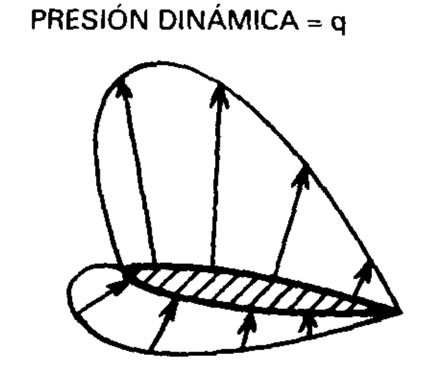
Fig. 3.10

El efecto de estas dos variables se suele resumir en una sola, que se denomina presión dinámica, q, y se define por la expresión:

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \qquad [3.5]$$

La fig. 3.11 ilustra lo anteriormente expuesto.

PRESIÓN DINÁMICA = q



PRESIÓN DINÁMICA = q' < q

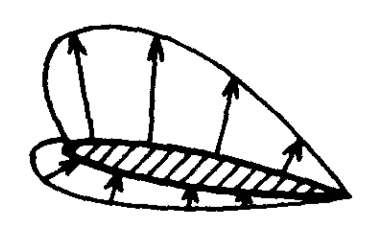


Fig. 3.11.

Resumiendo, las variables que podemos considerar que afectan a las fuerzas sobre el avión, son:

a) Forma del perfil.

b) Superficie de las alas y forma de esta superficie.

c) Densidad del Aire.

d) Velocidad.

e) Angulo de ataque.

A los efectos que estas variables básicas producen en las fuerzas que se generan sobre el perfil, hay que añadir los que producen la viscosidad (se estudiará en este capítulo) y la compresibilidad (se estudiará en el capítulo 8). Esto significa que también intervienen las variables:

f) Velocidad del sonido en el aire (compresibilidad).

g) Viscosidad del aire.

h) Rugosidad de la superficie.

Resumiendo, la forma en que normalmente actúa el perfil es tal que:

a) Sobre el extradós existe una succión y sobre el intradós una sobrepresión.

b) El valor de la succión es mucho mayor que el de la sobrepresión. En porcentaje, el orden de valores de las contribuciones a la sustentación son de un 75% para la succión y de un 25% para la sobrepresión.

c) Ambos efectos, succión y sobrepresión, tienen su mayor valor cerca del borde de ataque.

Desde el punto de vista de fabricación de la estructura esto significa que:

a) La chapa de recubrimiento del extradós del ala deberá calcularse para que no se despegue de las costillas.

b) La parte delantera de las costillas deben soportar un esfuerzo mayor que la trasera.

En la fig. 3.8, se observa la analogía entre un cilindro con circulación sometido a una corriente lineal V y un perfil simétrico en una corriente de aire con un ángulo de ataque (equivalente a un perfil simétrico con ángulo de ataque nulo más una circulación). En 2.21 habiamos calculado la circulación sobre un cilindro y obtuvimos las ec. 2.38 y 2.39 en esta última vimos que la circulación tenía como valor

$$\Gamma = 2\pi K$$

siendo k una cte. y de donde deducíamos que la circulación era independiente de la curva alrededor de la cual se calculaba, luego la anterior expresión es válida también para un perfil, y se puede demostrar que la fuerza por unidad de longitud L' que se produce perpendicular a V tanto en el cilindro como en el perfil tiene como valor

$$L' = \rho V \Gamma$$

Del valor de la fuerza (sustentación) que da la anterior expresión se obtiene la siguiente conclusión: ***Para generar una sustentación determinada cuanto mayor sea la velocidad de vuelo menos circulación se necesitará.***

3.5. SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA

Supongamos que colocamos un ala completa con perfil *asimétrico* en un túnel aerodinámico. Para nosotros, un túnel aerodinámico va a ser un dispositivo capaz de originar una corriente de aire a una velocidad V, densidad ρ, y de medir fuerzas en la dirección de la corriente de aire: *resistencia;* y en la dirección perpendicular: *sustentación*.

Si hiciéramos la experiencia de colocar el perfil con diversos ángulos de ataque: α_1, α_2 ... y medir las fuerzas de sustentación y resistencia originadas L_1, L_2, ... D_1, D_2, ..., sin variar ni la densidad ni la velocidad, y efectuaramos los cocientes de L entre $q \cdot S$, siendo S la superficie alar, obtendríamos un coeficiente sin dimensiones, que denominaremos C_L, coeficiente de sustentación:

$$\frac{L}{q \cdot S} = C_L \qquad [3.6]$$

Representando ahora C_L en función del ángulo de ataque. Tenemos que $q \cdot S$ es constante y a mayor ángulo de ataque, mayor es L, y por tanto, C_L. La curva será como la de la fig. 3.12. Observaríamos que para α = 18°, y C_L = 1,75 la fuerza de sustentación disminuye bruscamente y también C_L: es lo que denominamos *la pérdida*.

Podríamos pensar que lo único que hemos hecho es complicar las cosas, manejar un coeficiente adimensional C_L, sin ningún sentido físico aparentemente, en lugar de algo tan tangible como es la fuerza de sustentación. Veremos que no es así.

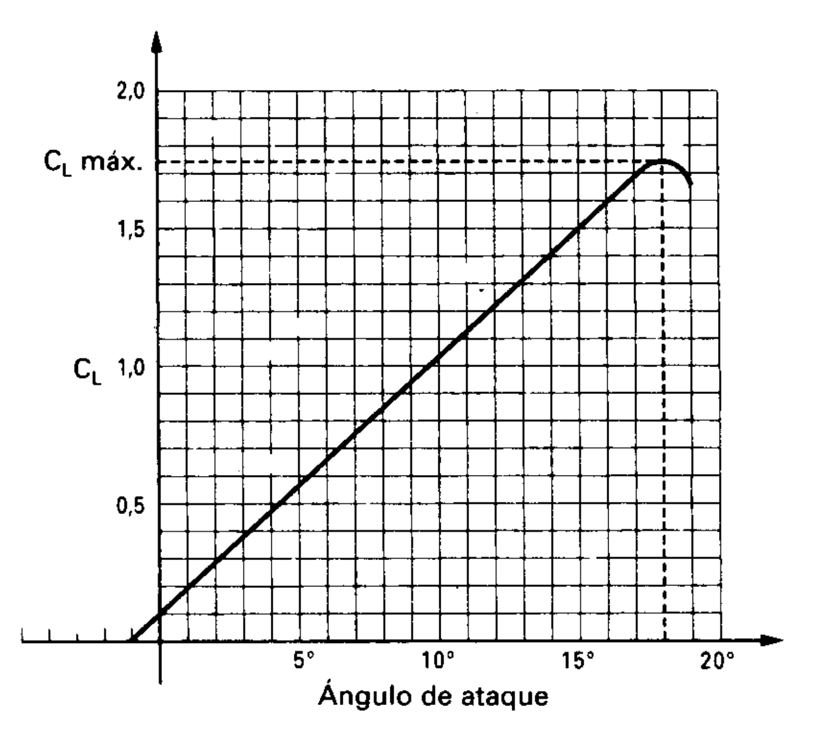


Fig. 3.12.

Efectuemos nuevamente la experiencia con aire a mayor velocidad. Intuitivamente se comprende que las fuerzas L serían mayores y así ocurriría en las mediciones en túnel. Podríamos pensar que los C_L para cada ángulo de ataque también serían mayores, pero el denominador $q.S$ también aumenta, ya que la velocidad es mayor, y nos encontraríamos con que los C_L son iguales y que también la pérdida ocurriría al mismo ángulo de ataque de 18°. Resulta que con cualquier velocidad o densidad del aire que hicieramos esta experiencia las fuerzas L variarían, pero *los C_L sólo dependerían del ángulo de ataque. Una vez construido el avión y sin variar su configuración, la curva de C_L en función del ángulo de ataque es invariable, de modo que a cada ángulo de ataque le corresponde un C_L y viceversa.*

El ángulo de ataque de entrada en pérdida también es fijo, y la pérdida se produce porque deja de aparecer el tipo de distribución de presiones que hemos estudiado, fig 3.13. Los valores máximos del C_L pueden ser del orden de 2.

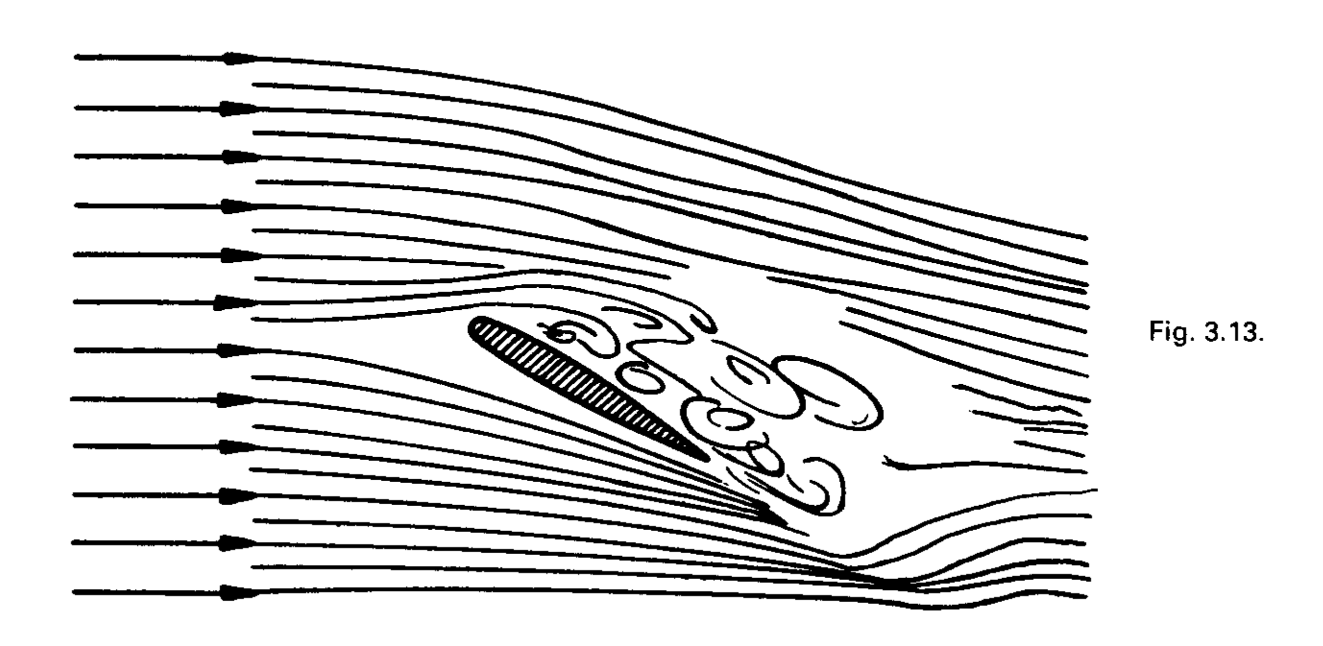


Fig. 3.13.

Efectuando los mismos pasos con la resistencia D, veríamos que las fuerzas de resistencia D variarían con la velocidad, densidad y ángulo de ataque, pero que el coeficiente de resistencia C_D, definido como: $C_D = D/(q \cdot S)$ sólo dependería del ángulo de ataque, y la curva de la figura 3.14, una vez construido el avión y sin variar su configuración sería fija.

En definitiva, la sustentación viene dada por la fórmula:

$$L = C_L \cdot q \cdot S \qquad [3.7]$$

en donde: L = Sustentación.

S = Superficie de las alas.

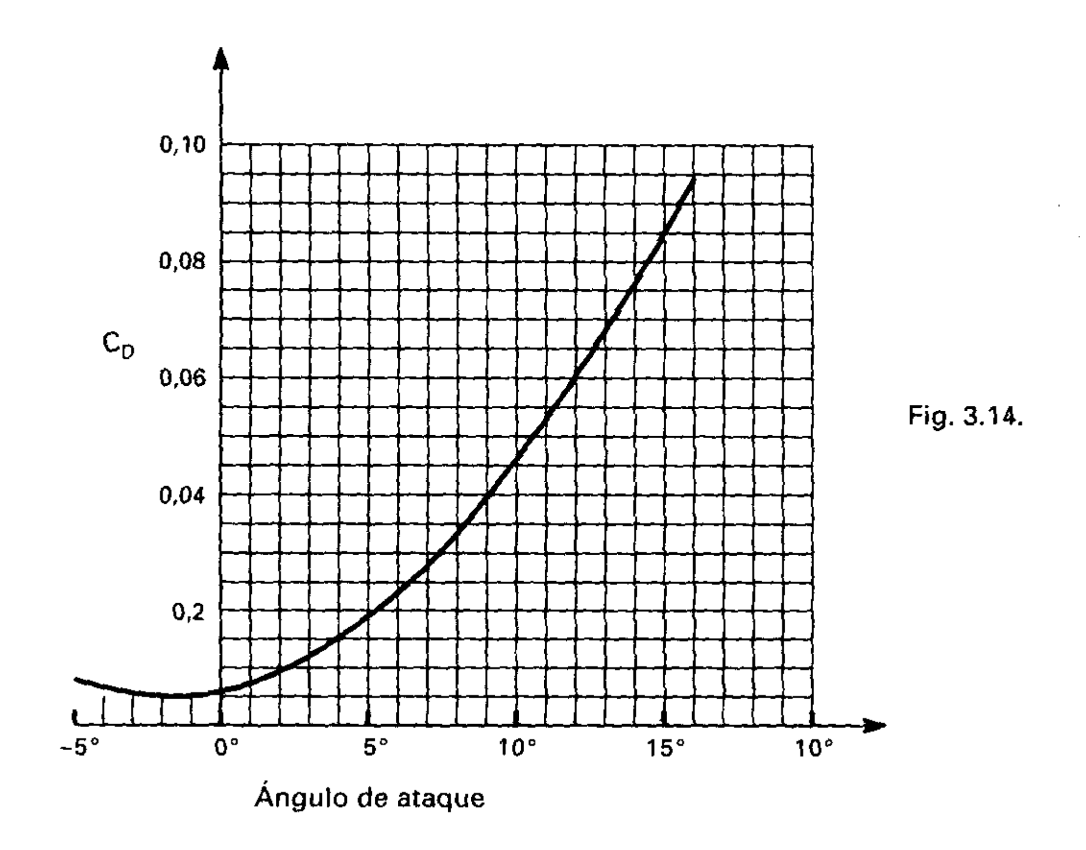


Fig. 3.14.

$q = \frac{1}{2}\ \rho\ V^2$ (presión dinámica).

C_L = Coeficiente de sustentación.

El coeficiente adimensional C_L, para un avión dado y configuración fija, depende solamente del ángulo de ataque.

3.6. RELACIÓN VELOCIDAD-ÁNGULO DE ATAQUE

Supongamos ahora que estamos en un vuelo real, no en el túnel aerodinámico. Hay una diferencia importante y consiste en que la sustentación debe tener en cada momento un valor completamente determinado, así en vuelo rectilíneo y horizontal, la sustentación L y el peso W deben ser iguales. La ec. 3.7 se puede escribir, teniendo en cuenta la igualdad 2.15, como sigue:

$$W = \frac{1}{2} \cdot \rho_O \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_L \qquad [3.8]$$

en donde para un peso fijo, por ejemplo W = 100.000 Kg nos encontramos que el producto de los términos del segundo miembro también debe ser 100.000 Kg, pero en el segundo miembro sólo son variables V_e (que es la ve-

locidad que marca el anemómetro corregida por los errores), y C_L que depende del ángulo de ataque (fig. 3.12).

Luego a mucha velocidad C_L será pequeño (poco ángulo de ataque). Si la velocidad disminuye, C_L y por tanto el ángulo de ataque deben aumentar, para que el producto de los términos sea 100.000 Kg, hasta llegar a una velocidad por ejemplo 120 Kt., en la que el C_L sea el correspondiente a la pérdida.

Para otra condición de vuelo que no fuera la horizontal, el razonamiento sería análogo, sólo que el primer miembro de la ecuación no sería el peso W, sino el producto de éste por un factor llamado factor de carga (Vid. 11.7), y los C_L que correspondiesen a cada velocidad serían otros.

Análogamente ocurre si el peso fuera diferente del especificado. En conclusión: Para un peso fijo y una condición de vuelo determinada (por ejemplo, vuelo horizontal), a cada velocidad equivalente le corresponde un ángulo de ataque y viceversa.

En la fig. 3.15 se representa la correspondencia biunívoca entre el ángulo de ataque y la EAS para un avión con un peso dado.



Fig. 3.15.

3.7. INFLUENCIA DEL TIPO DE PERFIL SOBRE EL COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN

En el caso expuesto en el párrafo precedente veíamos que para $\alpha = 0$ existía fuerza de sustentación, y por tanto C_L, ya que según observamos en la fig. 3.16, debido a la curvatura, incluso con ángulo de ataque cero, habrá más velocidad sobre el extradós, y por tanto una distribución de presiones, como la indicada. Sin embargo, para perfiles simétricos y con ángulo de ataque cero serían nulos tanto L como C_L.

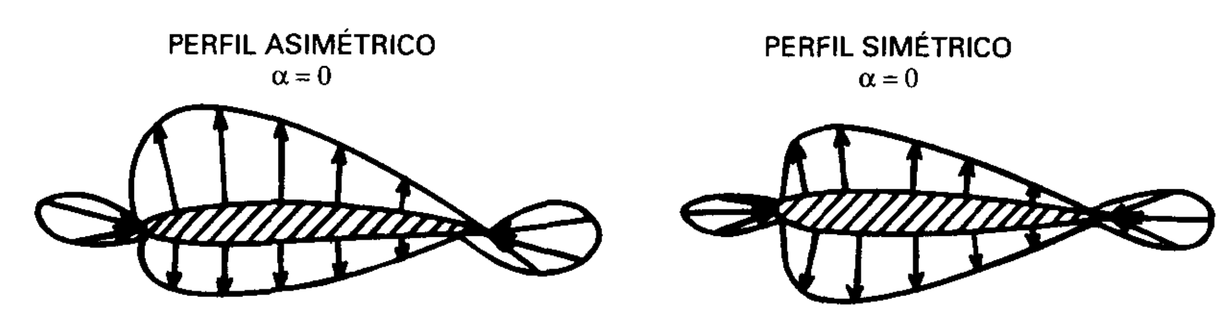


Fig. 3.16.

En la fig. 3.17 representamos los C_L de diversas alas construidas con diferentes tipos de perfiles. Obsérvese la variación de C_L en función del espesor para perfiles simétricos. Para el perfil asimétrico si $\alpha = 0$, hay un $C_L = 0{,}3$, para que el perfil asimétrico diera C_L nulo habría que ponerle incluso con ángulo de ataque negativo.

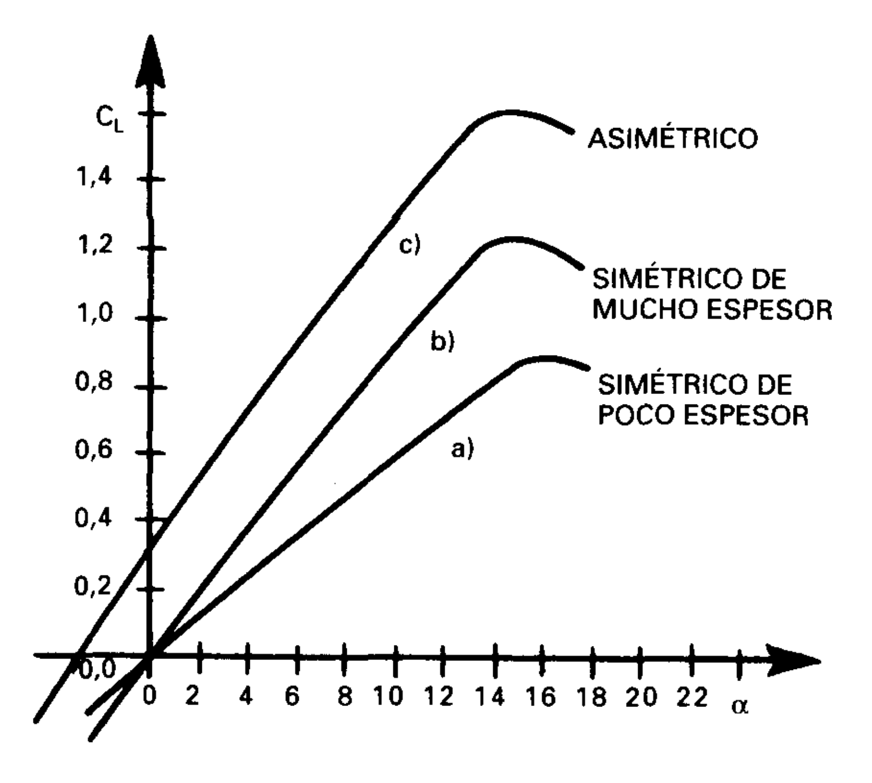


Fig. 3.17.

En cuanto al $C_{Lmáx}$, para un avión con una configuración determinada es fijo y ocurre a un ángulo de ataque fijo. Los factores que influyen en su valor son:

- Radio de curvatura del b.a. Cuanto mayor sea mayor será el $C_{Lmáx}$.
- Curvatura. Una mayor curvatura también le aumenta, ya que aumenta la circulación alrededor del perfil.
- Espesor. Hasta valores moderados del espesor, alrededor del 14%, a mayor espesor mayor $C_{Lmáx}$ por encima del 14% suele decrecer.
- Número de Reynolds. El valor aumenta con el RN.

3.8. INFLUENCIA DE LA VISCOSIDAD. DESPRENDIMIENTO DE LA CORRIENTE

El comportamiento de la capa límite estudiado en 2.19, está en gran parte determinado por la distribución de presiones.

Volviendo al ejemplo del cilindro de la fig. 3.3, en donde no se habían tenido en cuenta los fenómenos de viscosidad, observamos que la velocidad varía desde cero en el punto de remanso izquierdo, hasta un valor máximo en la parte superior, y las presiones que experimenta el cilindro varían desde una presión positiva máxima en el punto de remanso, hasta un punto en que la presión es nula, y después se hace negativa, alcanzando un valor negativo máximo en la parte superior. En todo este tramo, la presión varía decreciendo. A partir de la parte superior *M* hasta el punto de remanso de la derecha, ocurre lo contrario; la presión va creciendo (fig. 3.18).

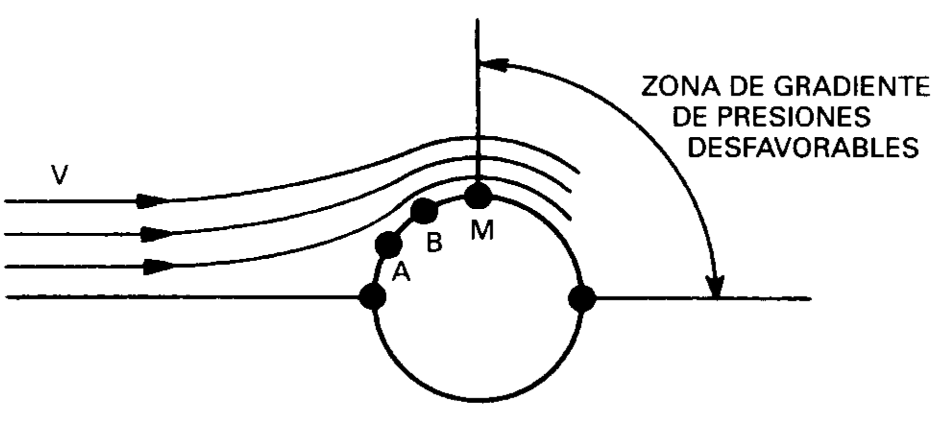


Fig. 3.18.

Observemos que entre el punto de remanso de la izquierda, y la parte superior *M*, la presión en un punto *B* es inferior respecto a la que existiría en otro punto *A* situado a su izquierda, y que en *B*, el fluido debe tener mayor velocidad que en *A*, el gradiente de presiones que existe ayuda a este aumento de velocidad (fig. 3.18). Es decir, existe un *gradiente favorable de presiones*.

A partir de la parte superior, ocurre que las presiones van aumentando, y la velocidad debe disminuir. La velocidad en ese punto que es la máxima, debería ser lo suficientemente grande para vencer el gradiente de presiones creciente, que se va a encontrar hasta llegar al punto de remanso de la derecha; si el fluido no tuviera viscosidad ocurriría así, y el fluido llegaría a ese punto con velocidad cero. Pero en un fluido real, debido a la viscosidad, existe un rozamiento, de forma que la velocidad de las partículas va disminuyendo, y alcanzarán la velocidad cero antes de llegar al punto de remanso de la derecha, las partículas se irán acumulando en ese punto, originando el desprendimiento de la capa límite de la superficie del cilindro.

En la fig. 3.19, se ha representado parte del cilindro en donde se observa que a causa del gradiente de presiones desfavorables la dirección de la corriente llega a invertir su sentido en la superficie.

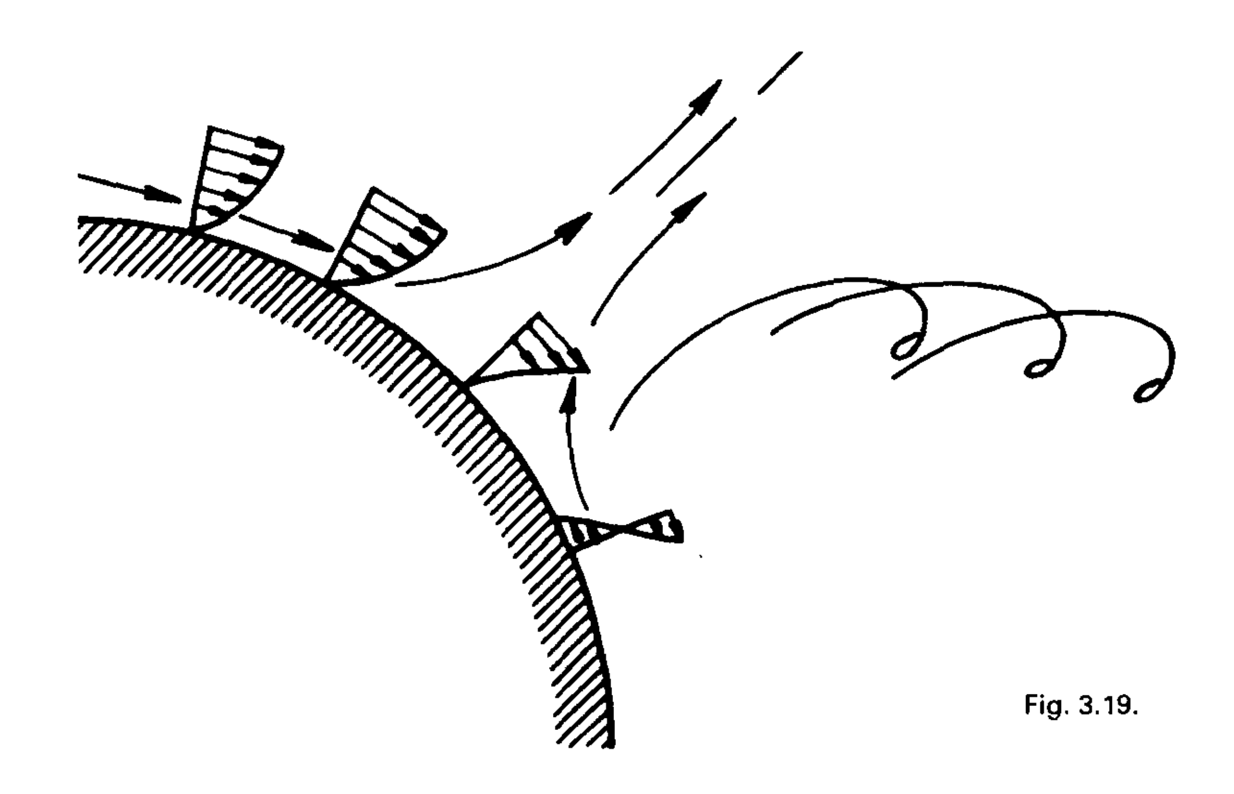


Fig. 3.19.

Esta inversión provoca el desprendimiento en forma de torbellinos, que hacen que exista una estela turbulenta detrás del cuerpo. Esta estela se amortigua llegando a desaparecer a cierta distancia, por los efectos de la viscosidad.

La distribución de presiones ya no sería la de la fig. 3.3, sino la de la fig. 3.20, en donde observamos que las presiones positivas de la parte posterior no se alcanzan, y que la resultante en la dirección de la corriente del campo de presiones dará lugar a una fuerza en el sentido del movimiento: *resistencia de presión.*

El comportamiento de un perfil aerodinámico es análogo al del cilindro.

De lo expuesto anteriormente, sacamos la conclusión de que:

El desprendimiento de la capa límite se produce cuando ésta tiene poca velocidad, y existen partículas dentro de ellas con velocidades prácticamente nulas en la zona donde el gradiente de presión es desfavorable.

Con objeto de retrasar el momento de la pérdida, es decir, lograr que se pueda volar a velocidades menores, se utilizan diversos dispositivos. Aparte del estudio que haremos en el capítulo 5 de los dispositivos hipersustentadores, introduciremos aquí el concepto del denominado efecto Coanda, que básicamente consiste en que si se introduce un chorro de aire o gas en contacto con una superficie, el chorro sigue pegado a la superficie incluso aunque ésta se curve. Si este chorro se introduce sobre el ala en la dirección del movimiento, comunica energía a la capa límite, y evita que se desprenda y por tanto que entre en pérdida.

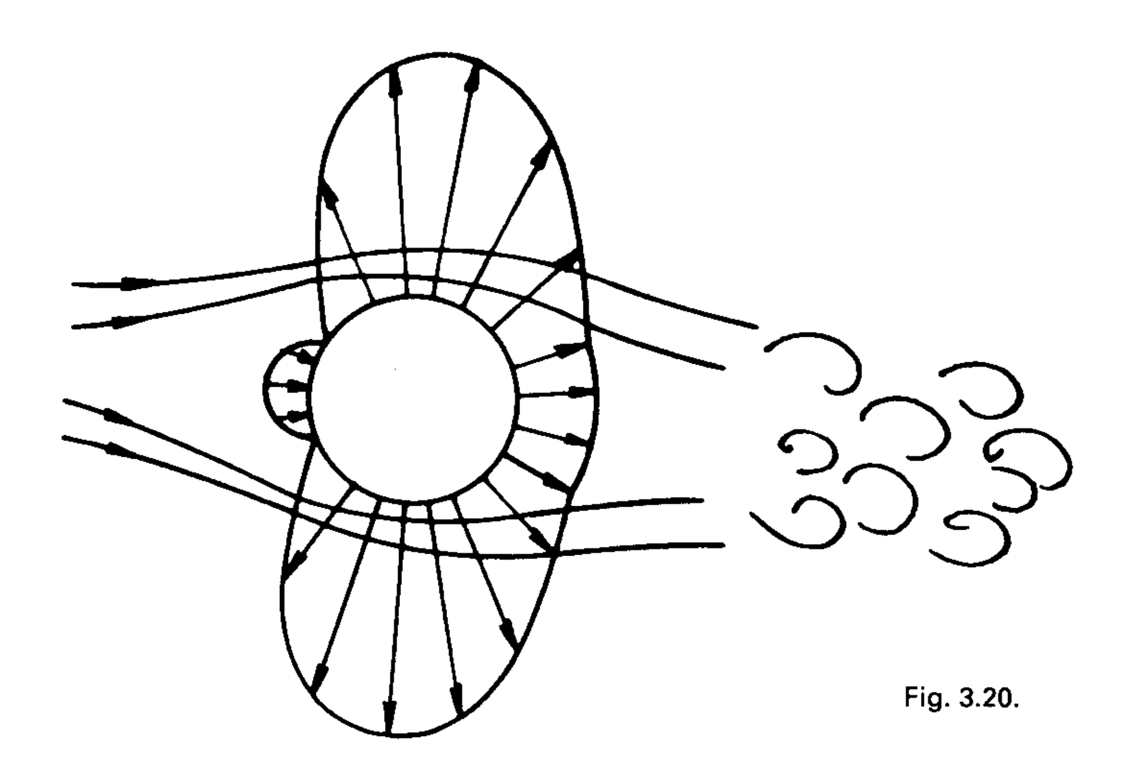


Fig. 3.20.

El efecto Coanda puede comprobarse fácilmente si se sostiene ligeramente una cuchara por el mango, verticalmente, y se coloca debajo del chorro de agua de un grifo de modo que el chorro incida sobre la parte convexa.

En general, cualquier dispositivo que aumente la velocidad de la corriente dentro de la capa límite (por ejemplo con los generadores de torbellinos) o que controle su espesor, evitará su desprendimiento y por tanto retrasará la entrada en pérdida.

Un perfil aerodinámico con un ángulo de ataque grande crea un gradiente de presiones desfavorable en el extradós, que hace que la capa límite se desprenda. Si este desprendimiento ocurre cerca del borde de ataque, no existe en la mayor parte del extradós la distribución de presiones que origina la *succión*, y tiene lugar la pérdida.

Este es un ejemplo típico del vuelo a bajas velocidades (con ángulo de ataque grande), por ejemplo en el aterrizaje; para evitar la pérdida, según hemos dicho, bastaría comunicar energía cinética a la capa límite. (Este es el fin de las ranuras, flaps ranurados, sopladores de capa límite, etc.).

Otro medio sería crear un gradiente de presiones favorable, para lo cual deberíamos disminuir la presión en el punto en que se prevé que va a ocurrir el desprendimiento, este es el fundamento de los aspiradores de capa límite.

Las ondas de choque que se producen en el extradós de un perfil en vuelo subsónico (Vid. cap. 8), pueden dar lugar a la pérdida, debido al aumento de la presión a trávés de la onda.

Por lo que vimos en 2.19 en una capa límite turbulenta, cerca de la pared, hay una mayor energía asociada a las mayores velocidades que allí existen (comparada con una laminar) debido a la mezcla continua de partículas con diferentes velocidades, fig. 2.9, por lo que una capa límite turbulenta es capaz de soportar un gradiente adverso de presiones mejor que una laminar sobre una superficie curva. *Una capa límite turbulenta sería preferible a una laminar desde el punto de vista del desprendimiento, ya que tiende a permanecer adherida.*

Debido a la existencia de la viscosidad siempre habrá desprendimiento de la capa límite que ocurrirá muy cerca del b.s. y por tanto habrá resistencia de presión, y repetimos que si el desprendimiento de la capa límite tiene lugar cerca del b.a. se producirá la pérdida.

El desprendimiento de la capa límite ocurre en un punto que se denomina *punto de separación*. El punto de separación corresponde a un concepto diferente al de punto de transición, se hace esta observación porque es usual confundirlos.

El estudio de la capa límite laminar o teoría de la capa límite de Prandtl proporciona los siguientes resultados:

- El punto de separación en un perfil bidimensional (ala de envergadura infinita) o línea de separación en tridimensional, será siempre el mismo, para un determinado perfil (o forma del cuerpo) y una determinada orientación del mismo respecto a la corriente (ángulo de ataque), independiente de la velocidad.
- Dibujando el perfil de velocidades longitudinales paralelas a la pared (como se hizo en la fig. 3.19), se observa, fig. 3.21, que en el momento en que hay un punto separado de la pared en el que la velocidad es cero, la corriente dentro de la capa límite ya no puede seguir a lo largo del cuerpo y el sentido de la misma se invierte provocando la separación de la capa límite.
- La condición de que la separación se produce cuando hay un punto próximo a la pared, además del que está pegado a la pared, con velocidad cero, se expresa matemáticamente diciendo que la variación (es

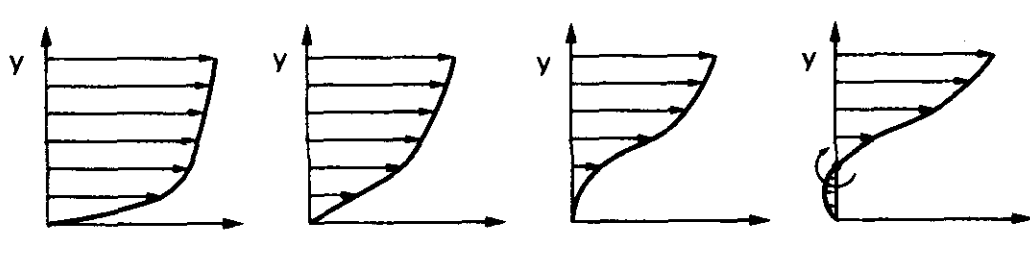


Fig. 3.21.

decir, la derivada) de la velocidad respecto a la distancia a la pared, es nula en la pared (Vid. 2.19):

$$\frac{dV}{dy} = 0$$

- *Los torbellinos que provoca la separación dejan una estela*, lo que hace que la presión en ella sea menor que la de la corriente libre, dando lugar a una succión que actúa sobre el cuerpo, fig. 3.20, y que da lugar a la resistencia denominada de estela, presión o forma.
- La separación de la capa límite «rompe» las líneas de la corriente libre de aire, lo que produce una reducción de la sustentación.
- La corriente se hace *inestable* y se produce bataneo.

Existen diferentes formas de entrada en pérdida de un avión. Se podrían clasificar en tres tipos:

Tipo I. Perfiles gruesos. Pérdida de b.s. Típica de aviones con mucho espesor, a partir del orden del 14%, y b.a. muy redondeado. La capa límite es turbulenta aumentando su espesor conforme el ángulo de ataque aumenta, cuando éste vale alrededor de 10°, la capa límite empieza a *separarse en el b.s., corriéndose el punto de separación hacia adelante conforme el ángulo de* ataque crece, la pérdida de sustentación es gradual, la pendiente de la curva $C_L = f(\alpha)$ disminuye suavemente, fig. 3.22, hasta alcanzar el $C_{Lmáx}$, incluso después de este punto la curva sigue siendo redondeada, de variación suave. La variación del momento de cabeceo es pequeña.

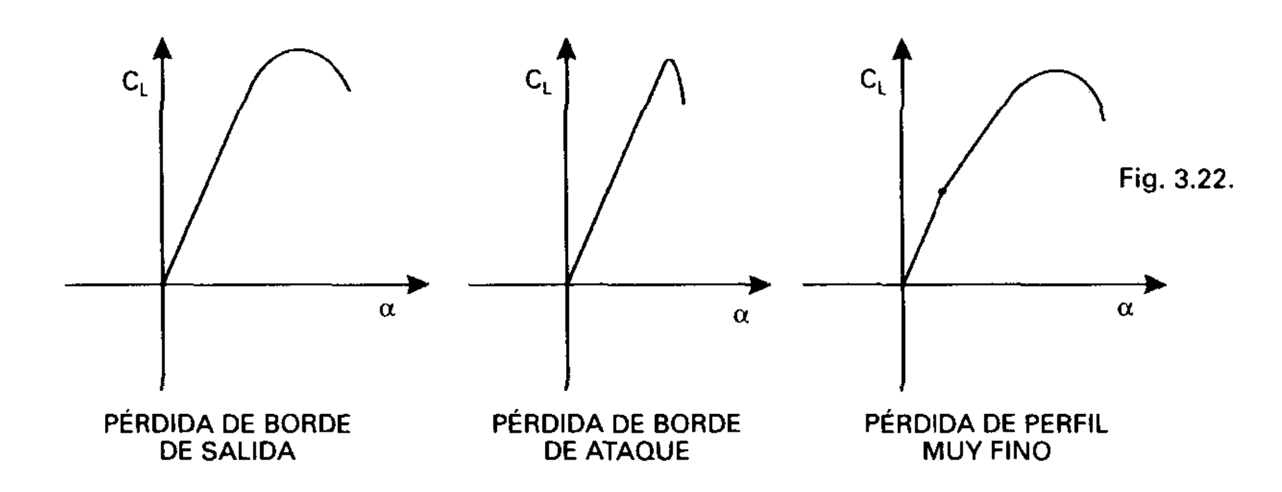


Fig. 3.22.

Tipo II. Perfiles de espesor medio, del orden del 10 %. Pérdida de b.a. A un ángulo de ataque relativamente pequeño, por ejemplo, 8°, el gradiente desfavorable de presiones hace que la capa límite se separe muy cerca del b.a. por lo que la capa límite es todavía laminar, al separarse se hace inestable convirtiéndose en turbulenta adhiriéndose otra vez inmediatamente a la superficie y dejando encerrada una *pequeña burbuja* de modo que apenas si se siente algún efecto. Conforme se sigue aumentando el ángulo de ataque, la burbuja se hace más pequeña hasta alcanzar un valor en el que la burbuja se desprende muy cerca del b.a. produciendo una pérdida brusca y un cambio en el momento de cabeceo también brusco.

Tipo III. Perfiles muy finos, espesor del orden del 5%. Presentan otro tipo de pérdida, incluso a ángulos de ataque muy pequeños, del orden de 3°, existe una pequeña burbuja, pegada a la pared, manteniéndose la capa límite adherida, a un cierto *ángulo de ataque* la pequeña burbuja se rompe pero la corriente se adhiere poco después formando una *burbuja grande* que origina una disminución de la pendiente de la curva $C_L = f(\alpha)$, conforme el ángulo de ataque aumenta, la burbuja se va extendiendo hacia atrás hasta que llega al b.s. y se alcanza el $C_{Lmáx}$, más allá de este ángulo de ataque la capa límite se desprende sobre todo el perfil ocurriendo la pérdida de forma gradual. El coeficiente de momento de cabeceo experimenta un cambio acusado.

3.9. COMPONENTES DE LA RESISTENCIA

En el apartado 3.5 hemos definido el coeficiente de resistencia y su relación con la resistencia total *D*, despejando:

$$\boxed{D = C_D \cdot q \cdot S} \qquad [3.9]$$

C_D = *Coeficiente de resistencia (adimensional).*
$q = \frac{1}{2} \rho V^2$ *(presión dinámica).*
S = *Superficie de las alas.*

La resistencia total *D*, se divide en dos componentes, resistencia parásita D_p y resistencia inducida D_i, de modo que

$$D = D_p + D_i \qquad [3.10]$$

y lo mismo ocurre con el coeficiente de resistencia total C_D

$$C_D = C_{Dp} + C_{Di} \qquad [3.11]$$

en donde C_D = *Coeficiente de resistencia total.*
C_{Dp} = *Coeficiente de resistencia parásita.*
C_{Di} = *Coeficiente de resistencia inducida.*

Analizaremos ahora la resistencia parasita D_P

En el párrafo anterior hemos visto que con motivo de los efectos de viscosidad, la distribución de presiones que se creaba, era la de la fig. 3.20. Este campo de presiones da lugar a una fuerza, en la dirección del movimiento que se denomina *resistencia de presión* o *de forma.*

El motivo de que también se la denomine resistencia de forma proviene del hecho de que la distribución de presiones que la origina (Vid. fig. 3.20)

depende en gran manera de la forma del cuerpo, especialmente de la forma de la parte trasera.

Esta resistencia dependerá de la forma de la *estela,* (que sea más o menos gruesa), que equivale a que la capa límite se desprenda antes o después, y en su valor influye mucho la forma del contorno de la parte posterior. Como ejemplo de contorno que produce poca resistencia de presión, podemos poner el del dirigible.

Por lo anteriormente expuesto la resistencia de presión o de forma también puede denominarse resistencia de estela.

Como una capa límite turbulenta, hemos dicho que provoca la separación, después del punto en que la provocaría una laminar, vemos que *desde el punto de vista de resistencia de presión es preferible una capa límite turbulenta* (fig. 3.23).

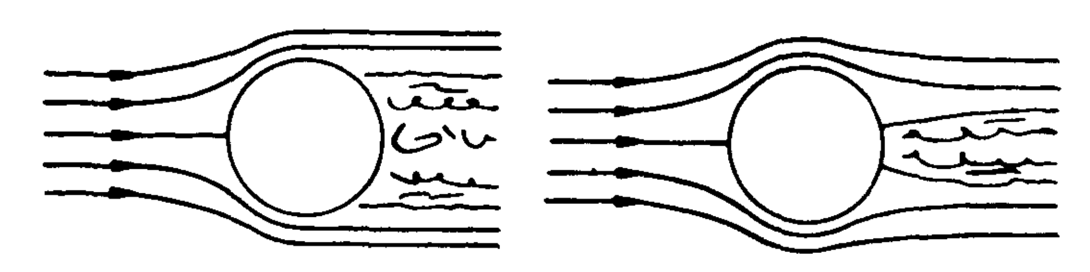


Fig. 3.23.

Otro método de retrasar la separación de la capa límite, y disminuir la resistencia de la estela o de presión, es haciendo que los cuerpos sean lo más esbeltos posibles, con lo que se hace que el gradiente de presiones no tenga un valor elevado. También se puede retrasar el desprendimiento de la capa límite, por otros medios, como son los aspiradores de capa límite, los sopladores de capa límite y los generadores de torbellinos, en definitiva los dispositivos de control de la capa límite.

En el apartado 2.19 vimos que, debido a la viscosidad, existían unas fuerzas de rozamiento en la capa límite; esta resistencia se denomina resistencia de fricción.

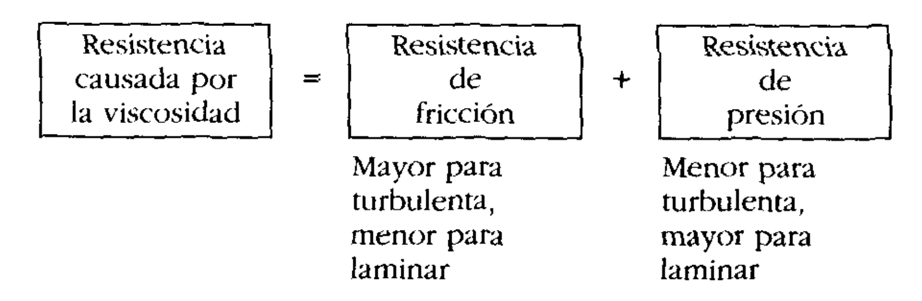
En dicho párrafo, vimos también que la capa *límite turbulenta presentaba una resistencia de fricción mayor que la laminar.*

La resistencia de fricción es uno de los mayores componentes de la resistencia total en los aviones modernos de alta velocidad. Esta resistencia de fricción será tanto menor cuanto más se retrase la transición de capa límite laminar a turbulenta sobre el ala. En muchos aviones modernos de gran tama-

ño y alta velocidad, los números de Reynolds son tan elevados que la transición tiene lugar *muy cerca del borde de ataque* y en casi toda el ala la capa límite es turbulenta. Se comprende fácilmente que desde el punto de vista de resistencia de fricción es importante que los perfiles no tengan protuberancias o rugosidades cerca del borde de ataque, como remaches, suciedades, etc.

También, igual que ocurría con la resistencia de presión, para que la resistencia de fricción sea baja interesa que el ala y el cuerpo en general sea lo más esbelto posible, de poca relación *espesor/cuerda*, ya que así se retrasa la transición a turbulenta, ésto es debido a que las velocidades locales son menores y por tanto también el número de Reynolds.

Como vemos existe un conflicto en cuanto a que la capa límite sea laminar o turbulenta, la primera aumenta la resistencia de presión y disminuye la fricción y lo contrario la segunda. Podría ocurrir que por la importancia relativa de una resistencia respecto a la otra interesara que la *capa límite fuera turbulenta* sobre todo el perfil, y así se provocara por algún medio artificial.



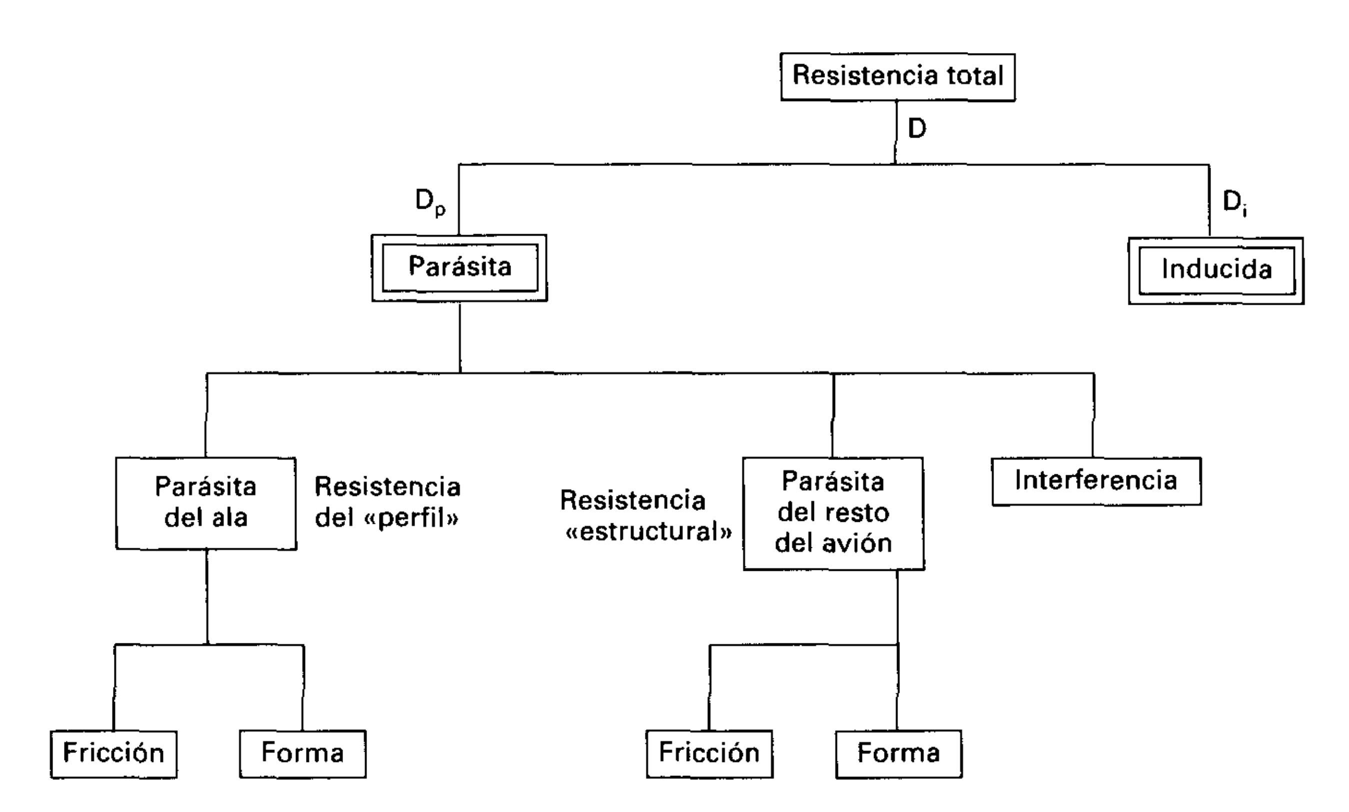
Un ejemplo curioso son los pequeños hoyos o muescas que tienen en su superficie las pelotas de golf, los números de Reynolds que se originan son bajos, sin los hoyos la capa límite sería laminar, y la resistencia de presión muy grande, con los hoyos la capa límite se hace turbulenta y la *resistencia de presión disminuye* considerablemente.

Como resumen de lo expuesto, podemos decir que si se consiguiera que la capa límite fuera laminar sobre toda el ala se podría esperar hasta un 30% de disminución de la resistencia del ala. En general una capa límite de este tipo se obtendría a bajas velocidades y con recorridos pequeños de la corriente sobre el ala (cuerda pequeña). Se están desarrollando trabajos de investigación *para conseguir que la* capa límite sea laminar sobre las alas, orientados en tres técnicas diferentes: controlando la forma del ala, aspirando la capa límite (Vid. 5.3) y enfriando la superficie del ala. En cualquier caso es fundamental que la superficie sea lo más lisa posible. La aspiración de la capa límite conocida como LFC (Laminar Flow Control), incluso aunque sólo sea en una pequeña fracción, permite aumentar las tolerancias en ligeras imperfecciones de la superficie del ala. Las experiencias en este *sentido* se están concentrando en la aspiración a través de superficies porosas o perforadas por medio de finísimos haces de electrones.

Las dos resistencias mencionadas, fricción y forma, son producidas por todos los componentes del avión, ala, fuselaje, motores, etc.

En el diagrama de la página siguiente se observa que la resistencia total *D*, se descompone en parásita D_P e inducida D_i.

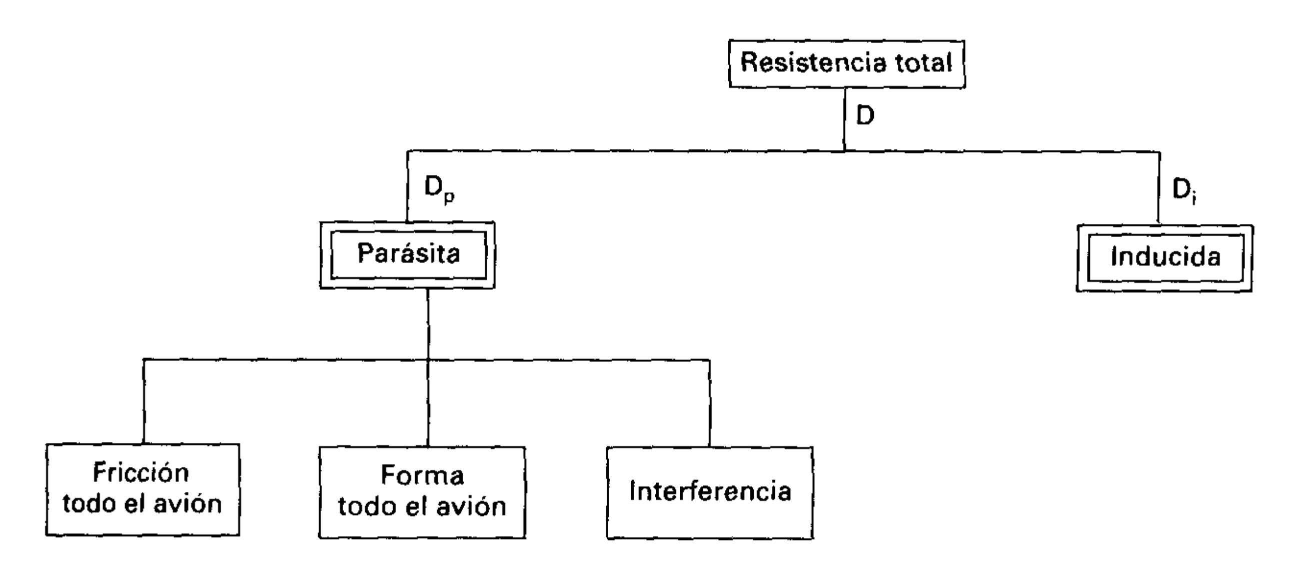
La parásita a su vez se compone de dos, una es la correspondiente al ala formada por la de fricción y forma, esta resistencia parásita del ala es conocida también como resistencia del perfil. La otra es la parásita correspondiente al resto del avión, que se compone de la fricción y forma, algunos autores la denominan resistencia estructural.



Si evaluáramos por separado cada una de las resistencias que presenta cada elemento del avión, y las sumáramos, nos encontraríamos con que la resistencia total que obtendríamos era menor que la que realmente tiene el avión; ello es debido a la resistencia de *interferencia* de cada uno de los elementos con los otros. Una de las resistencias más importantes de este tipo, es la del ala con el fuselaje, y depende en gran parte de la posición relativa de uno respecto a otro (ala alta, baja o media), y de las superficies de acuerdo o carenado entre ala y fuselaje.

El ala baja, crea una resistencia de interferencia mayor que el ala alta.

Otro modo de descomponer la resistencia es con el siguiente diagrama, en donde se han agrupado todas las resistencias de fricción (ala, fuselaje, motores, etc.) y todas las de presión.



La resistencia parásita se podría definir como aquella parte de la resistencia que no contribuye a originar sustentación.

El valor de C_{DP} se suele suponer que es constante, aunque realmente esto sólo es aproximadamente cierto para ángulos de ataque pequeños (conforme al ángulo de ataque aumenta, existe una mayor parte del ala con capa límite turbulenta y C_{DP} crece). En la práctica se toma un valor de C_{DP} fijo, y nosotros lo haremos así, añadiendo o agrupando su variación con el ángulo de ataque al coeficiente de resistencia inducido, a través del término e, factor de eficiencia del avión como se verá en 4.5 y 4.6.

Otro término de la resistencia total, la resistencia inducida D_i, la origina el ala y proviene del hecho de que está produciendo sustentación y tiene envergadura finita, por tanto, está íntimamente ligada, con una estrecha dependencia, al valor de C_L o al ángulo de ataque.

La representación de C_D en función del ángulo de ataque, será la de la fig. 3.14.

Además de las resistencias enumeradas, a partir de números de Mach del orden de 0,5 a 0,6, empieza a surgir una resistencia denominada de *compresibilidad,* que se tratará con más detalle en el capítulo 8.

Sabemos que detrás de cualquier cuerpo moviéndose existe una estela que cuanto más ancha más resistencia de forma produce.

La velocidad media del fluido en la estela es menor que la velocidad del fluido antes de encontrarse con el cuerpo, luego en la estela se ha producido una disminución de la cantidad de movimiento (y de energía) de la corriente de aire que es una medida de la resistencia total que produce el cuerpo, tanto es así que uno de los métodos utilizados para medir la resistencia de un cuerpo consiste en medir la distribución de presiones a lo ancho de la

estela, a partir de esta medida se obtienen las velocidades, pérdida de cantidad de movimiento y resistencia.

La forma de la estela es una indicación de la resistencia de forma del cuerpo.

3.10. MOMENTOS DE CABECEO

Hemos visto en los párrafos anteriores cómo la distribución de presiones sobre un perfil daba lugar a una fuerza resultante.

Analizando la forma de esta distribución de presiones, veremos cómo da origen también a momentos aerodinámicos.

El criterio de signos que se suele utilizar es el de valor positivo para los momentos de encabritado y negativo para los de picado.

Para un perfil simétrico, con ángulo de ataque cero, la distribución de presiones es la de la fig. 3.24 simétrica; la fuerza resultante sobre el extradós (L_e), es igual a la del intradós (L_i); como tienen sentidos opuestos, y están aplicadas en el mismo punto, no habrá sustentación ni momento de cabeceo.

Obsérvese que al hablar de fuerzas resultantes estamos considerando que ésta es perpendicular a la dirección de la corriente libre de aire, es decir, que sólo existe sustentación, lo que significa que se está despreciando la resistencia. La contribución de la resistencia al momento de cabeceo puede despreciarse y especialmente si el ángulo de ataque es pequeño.

Si el mismo perfil simétrico, tiene un ángulo de ataque positivo, la distribución de presiones será la de la fig. 3.25; L_e y L_i están aplicadas en el mismo punto, siendo mayor L_e que L_i, luego habrá sustentación, y no habrá momento.

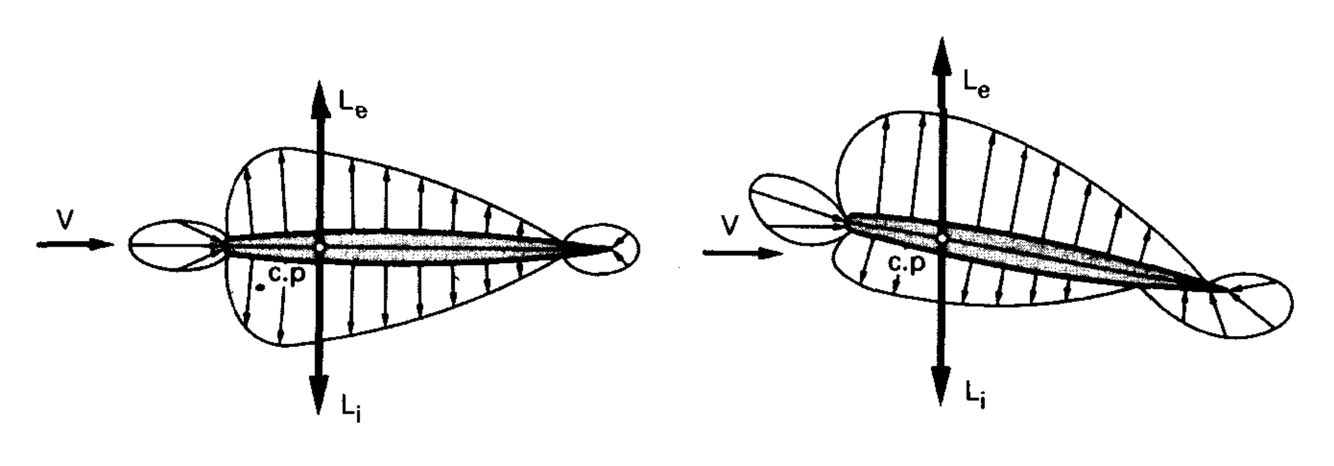


Fig. 3.24.

Fig. 3.25.

En un perfil asimétrico, la línea de curvatura media ya no será una recta que coincida con la cuerda, sino que será una línea curva. Para ángulo de ataque nulo, tendremos una distribución de presión como la de la fig. 3.26; debido a la curvatura de dicha línea, L_e será mayor que L_i, y tendremos sustentación para ángulo de ataque nulo (Vid. 3.7); además, L_e y L_i no estarán aplicadas en el mismo punto. Dos fuerzas paralelas y sentidos contrarios no aplicadas en el mismo punto dan lugar, además de a una fuerza en el sentido de la mayor, a un momento.

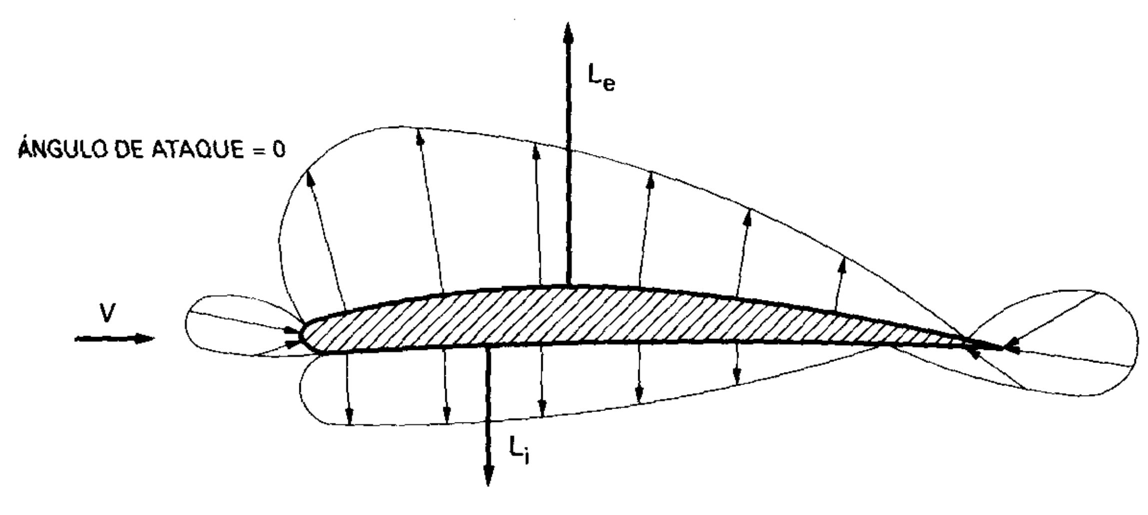


Fig. 3.26.

La sustentación será la resultante entre las fuerzas sobre el extradós e intradós. El punto donde efectivamente está aplicada dicha fuerza es el *centro de presión*.

Para conseguir que un perfil asimétrico diera sustentación nula, sería necesario que tuviera ángulo de ataque negativo.

La distribución de presiones sería la de la fig. 3.27, en donde vemos que, aunque no exista sustentación, existe momento.

Por último, en la fig. 3.28, se representa el caso de perfil asimétrico para ángulo de ataque positivo.

Como resultado podemos decir que un ala con perfil simétrico producirá una sustentación que dependerá del ángulo de ataque, pero no dará origen a ningún momento de cabeceo por sí misma; un ala con curvatura positiva producirá para los ángulos de ataque que proporcionan sustentación e incluso algo de sustentación negativa, un momento de picado, que con el convenio de signos que se escoge es negativo. Siguiendo un razonamiento análogo con las distribuciones de presiones sobre perfiles con curvatura

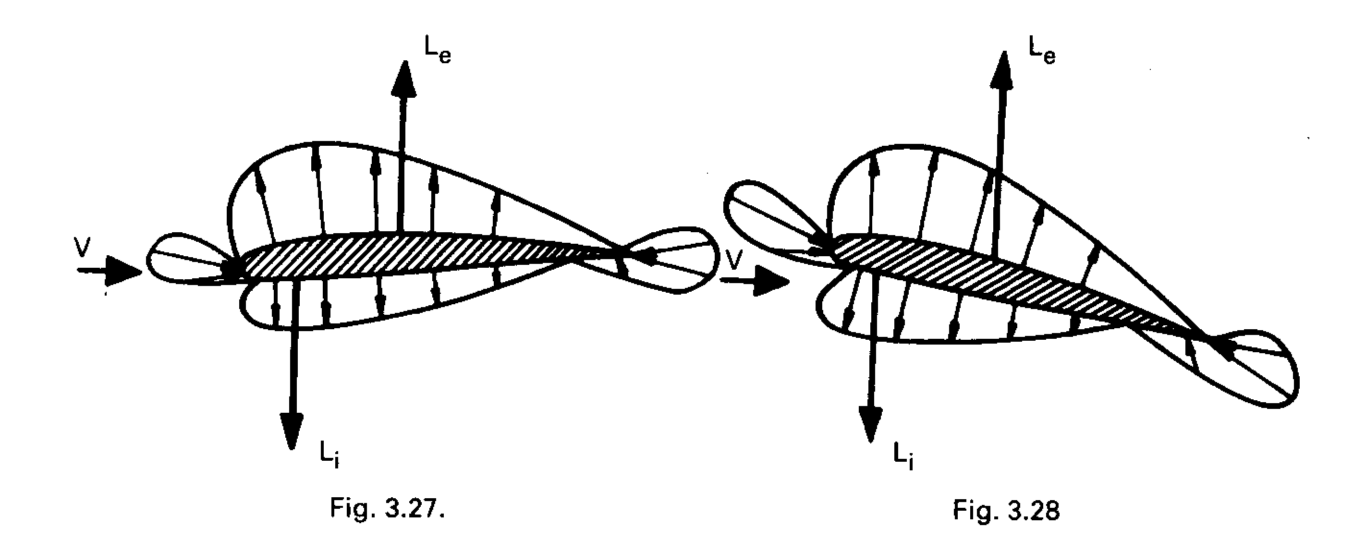


Fig. 3.27.

Fig. 3.28

negativa llegaríamos a la conclusión de que producen momentos de encabritado o momentos positivos, para los ángulos de ataque que produjeran sustentación.

La posición del c.p. se suele dar a partir del borde de ataque en % de la cuerda.

El valor del momento de cabeceo *M* en un perfil dependerá de las mismas variables que la sustentación *L*, ya que es debido precisamente a las mismas causas que producen la sustentación; es decir, a la forma de la distribución de presiones. Su valor viene dado por:

$$M = C_M \cdot q \cdot S \cdot c \qquad [3.12]$$

en donde M = *Momento.*

q = *Presión dinámica* $= \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$

S = *Superficie de las alas.*

c = *Cuerda.*

C_M = *Coeficiente de momento, que como hemos visto, dependerá del valor de la sustentación C_L y del punto respecto al cual se tomen momentos.*

El valor de *M* también dependerá del punto respecto al cual se tomen momentos.

Resumiendo, en el caso más general, las acciones aerodinámicas sobre un perfil se pueden considerar que consisten en una sustentación aplicada en un punto más un momento de cabeceo, sea A el punto considerado (como ya hemos indicado anteriormente estamos despreciando en este análisis la resistencia). Supongamos que el conjunto fuerza-momento es el que aparece en la fig. 3.29 (en donde el momento M_1 se ha dibujado negativo, de

picado, como suele ocurrir en la realidad para perfiles con curvatura positiva, aunque para el estudio que estamos haciendo se podía haber supuesto de encabritado, positivo.

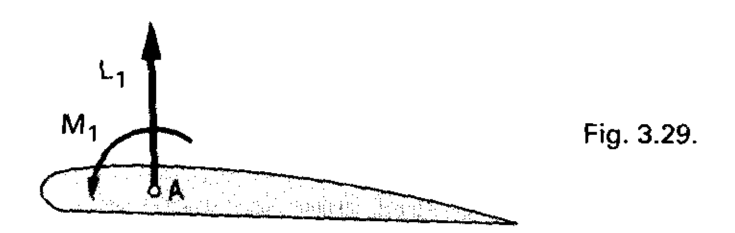


Fig. 3.29.

Se sabe, por estática, que ese conjunto formado por una fuerza y un momento se puede considerar aplicado en otro punto cualquiera, sea el punto *B*, fig. 3.30, en donde el valor del momento sería otro, M_2, y el de la fuerza el mismo. La demostración es sencilla, basta con aplicar en el punto *B* dos fuerzas, L_2 y L_3 iguales y de sentido contrario y de magnitud igual a la magnitud de L_1. L_1 y L_3 constituyen un par de fuerzas, que, en el ejemplo considerado, producen un momento que se opone a M_1, el momento resultante, M_2, será, por tanto, otro y de una magnitud, en este caso, menor que en el caso del punto *A*. El sistema equivalente en el punto *B* será la fuerza L_2 igual a L_1, y un momento M_2 diferente de M_1.

Como conclusión, el sistema formado por la fuerza de sustentación *L* y el momento de cabeceo *M* puede sustituirse por un sistema equivalente aplicado en cualquier punto, con el mismo valor de *L* y valores diferentes de *M*, cuyo valor dependerá del punto considerado.

Evidentemente, existirá un punto en el cual el momento del par de fuerzas es igual y de signo contrario a M_1, y, por tanto, las acciones aerodinámicas quedan reducidas a una fuerza de valor *L*, la sustentación, porque el momento sería nulo, ese punto es el *centro de presiones, c.p.*

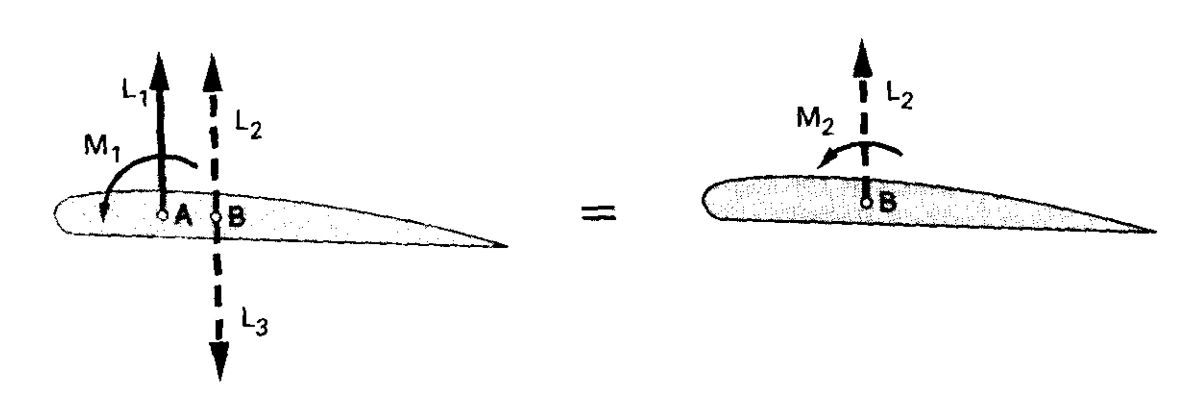


Fig. 3.30.

Por supuesto, que en el ejemplo considerado, si el punto *B* lo hubiéramos escogido más a la derecha que el c.p., el valor del par de fuerzas, de signo contrario a M_1, hubiera tenido una magnitud mayor que M_1, y el sistema equivalente habría sido: la sustentación y un momento de signo contrario a M_1.

Hemos visto un punto de interés en el perfil desde la perspectiva de aplicar el conjunto sustentación-momento de cabeceo, resultado de las acciones aerodinámicas: *aquél en el que el momento de cabeceo es nulo, el c.p.*

En el caso de perfil simétrico, fig. 3.23, al coincidir el punto de aplicación de L_e y L_i, ese será precisamente el c.p. y siempre será nulo el momento.

El margen de posiciones donde se mueve el centro de presiones, suele estar comprendido entre el 25 y el 60% de la cuerda.

La noción del c.p. está siendo cada vez más abandonada, prácticamente sólo se utiliza en estudios estructurales.

Existe otro punto de interés, y más utilizado, es el centro aerodinámico, *c.a.* Se demuestra que existe un punto sobre la cuerda de un perfil en el cual el sistema equivalente de fuerza-momento, es tal que el coeficiente de momento, C_M, es constante e independiente de C_L (o lo que es igual, del ángulo de ataque). Se demuestra también que en un perfil plano o curvo, sin espesor, y sin efectos de viscosidad ni de compresibilidad, el c.a. está exactamente en el 25% de la cuerda, los efectos de la viscosidad del fluido y del espesor tienden a mover el c.a. hacia adelante y el de la compresibilidad hacia atrás. Su posición puede variar entre el 23 y el 27% de la cuerda. Como ya veremos en el capítulo 16, en vuelo supersónico y para perfiles delgados, teóricamente el c.a. está en el 50% de la cuerda.

Resumiendo: el sistema de fuerza-momento actuando sobre un perfil se puede considerar situado en:

a) El centro de presión, donde estará aplicada sólo la sustentacion (y la resistencia que venimos despreciando), el momento es nulo.

b) El centro aerodinámico, donde estarán aplicados la sustentación (y la resistencia) y un momento, siendo constante el coeficiente de momento correspondiente.

La expresión del momento de cabeceo para un perfil tomando el c.a. como punto de aplicación de las fuerzas *L* y *D*, se suele representar por:

$$M_{ac} = C_{Mac} \cdot q \cdot S \cdot c \qquad [3.13]$$

M_{ac} = *Momento de cabeceo respecto al centro aerodinámico (c.a.).*
C_{Mac} = *Coeficiente de momento, respecto al c.a.*
c = *Cuerda.*

En donde C_{Mac} es constante para cada perfil e independiente del ángulo de ataque, por tanto, para $C_L = 0$, tendrá el mismo valor que para otro C_L diferente, debido a esta asociación con la idea de sustentación nula, se le suele representar por C_{MO}:

$$C_{Mac} = C_{MO} \quad [3.14]$$

Tiene mucho interés conocer si este coeficiente de momento tiene valores positivos (encabritado) o negativos (picado), y se utilizará ampliamente en el estudio de la estabilidad longitudinal (Capítulo 13).

Por lo expuesto hasta ahora sobre la génesis del momento de cabeceo podemos decir que el coeficiente de momento de cabeceo C_{MO} es:

a) Negativo, de picado, en los perfiles con curvatura positiva, los más usuales.
b) Positivo, de encabritado, en perfiles con curvatura negativa.
c) Nulo en perfiles simétricos.

	$\alpha = 0$	$\alpha > 0$	$\alpha < 0$
Perfil simétrico	M = 0 L = 0	M = 0 L > 0	M = 0 L < 0
Perfil con curvatura positiva	M < 0 Picado L > 0	M < 0 Picado L > 0	M < 0 Picado *L* puede ser: negativo, nulo o positivo
Perfil con curvatura negativa	M > 0 Encabritado L < 0	M > 0 Encabritado *L* puede ser: positivo, nulo o negativo	M > 0 Encabritado L < 0

El aumento de curvatura que supone la deflexión de *flaps* en un perfil con curvatura positiva, aumenta el C_{MO} de picado (mayor en valor absoluto).

Supongamos un perfil con un ángulo de ataque determinado y una presión dinámica q, y que el conjunto fuerza-momento, está aplicado en el c.a. Las acciones de todas las fuerzas aerodinámicas quedan reducidas a una aplicación de la sustentación L en el c.a. y un momento M_{ac} sobre el perfil, cuyo valor es el de la ec. 3.13. Si ahora aumenta el ángulo de ataque, manteniendo cte. la presión dinámica q, la sustentación tendrá un mayor valor que antes: $L + \Delta L$, y si se sigue considerando el c.a. como punto de aplicación de las fuerzas, se deduce por la expresión 3.13, al ser por definición de c.a., C_{Mac} = cte.,

y permanecer q invariable, que el valor del momento referido al c.a., M_{ac} no habrá variado. Luego tomando como refencia el c.a., nos encontramos con que la variación en el conjunto fuerza-momento, L-M_{ac}, al pasar de un ángulo de ataque determinado a otro mayor, consiste en que el momento no varía (supuesto q = cte.) y la sustentación tiene un mayor valor.

Por tanto, el c.a. se puede también definir como aquel punto en el que se pueden considerar aplicados los incrementos de sustentación correspondientes a las variaciones del ángulo de ataque.

En un perfil simétrico coinciden el c.p. y el c.a., como el c.a. tiene una posición fija resulta que el c.p. también tiene una posición fija.

Para demostrar lo anterior, y además obtener otras conclusiones, supongamos un perfil cualquiera con curvatura, posteriormente se efectuará la hipótesis de simétrico entre otras, y que, idealizado, vamos a suponerle representado por el segmento de la fig. 3.31. Por lo que sabemos hasta ahora, la resultante de todas las acciones aerodinámicas, consiste únicamente en la sustentación aplicada en el c.p. (despreciando la resistencia, porque está comprobado que su efecto en el estudio de los momentos de cabeceo es irrelevante).

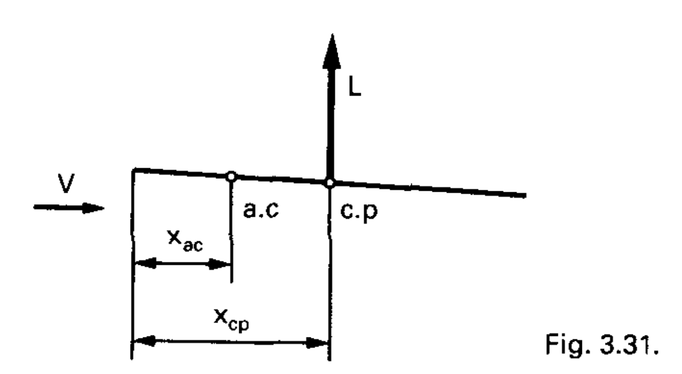


Fig. 3.31.

Siguiendo un método análogo al de la fig. 3.30, si en el c.a., fig. 3.32, aplicamos dos fuerzas iguales a la sustentación L y de sentido contrario, el sistema de la fig. 3.31 y de la fig. 3.32 son equivalentes, este último a su vez es equivalente a la sustentación aplicada en el c.a. más un momento igual al valor del par de fuerzas al que sustituye.

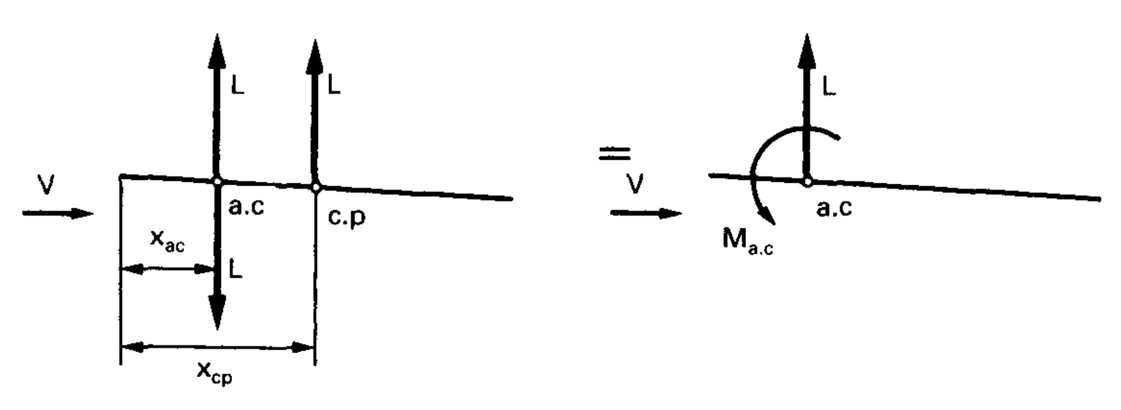


Fig. 3.32.

El valor de este momento, de acuerdo con el punto donde se ha dibujado el c.p., y que ya hemos indicado anteriormente, que se denomina momento respecto al c.a., es de picado, negativo:

$$M_{ac} = -L\,(x_{cp} - x_{ac}) \qquad [3.15]$$

en donde se ha supuesto que el brazo del par de fuerzas es la cantidad expresada entre paréntesis, lo que significa considerar el ángulo de ataque pequeño.

Sustituyendo en la ecuación anterior el valor de M_{ac} dado por la ec. 3.13 y el de L dado por la ec. 3.7

$$qScC_{Mac} = -qSC_L\,(x_{cp} - x_{ac}) \qquad [3.16]$$

$$C_{Mac} = -\frac{C_L}{c}\,(x_{cp} - x_{ac}) \qquad [3.17]$$

si hacemos

$$\frac{x_{cp}}{c} = X_{cp} = \textit{posición del c.p. en \% de la cuerda}$$

$$\frac{x_{ac}}{c} = X_{ac} = \textit{posición del c.a. en \% de la cuerda}$$

queda

$$C_{Mac} = -C_L\,(X_{cp} - X_{ac}) \qquad [3.18]$$

$$X_{cp} - X_{ac} = \frac{-C_{Mac}}{C_L} = -\frac{C_{MO}}{C_L} \qquad [3.19]$$

para lo que nos hemos basado en la ec. 3.14.

Veamos ahora tres casos: 1.°) aquel con el que habíamos iniciado esta demostración, perfil simétrico; 2.°) perfil con curvatura positiva, y 3.°) perfil con curvatura negativa.

1.°) En un perfil simétrico, por ejemplo, con ángulo de ataque cero, Vid. fig. 3.21, no existe momento, es $C_{MO} = 0$, y según la ec. 3.14, también será:

$$C_{MO} = C_{Mac} = 0$$

y como por definición de c.a. C_{Mac} es cte., tendrá el valor cero, para cualquier ángulo de ataque. De la ec. 3.19 se deduce que

$$X_{cp} = X_{ac} \qquad [3.20]$$

y que expresa claramente la coincidencia del c.p. y del c.a.

2.°) En un perfil con curvatura positiva es $C_{MO} < 0$ y:

a) Si la sustentación es positiva ($C_L > 0$) por la ec. 3.19 sería:

$$X_{cp} - X_{ac} > 0 \qquad [3.21]$$

de donde se deduce que en este caso el c.p. está siempre por detrás del c.a.

Conforme aumenta la sustentación, es decir, aumenta C_L, el c.p. se mueve hacia adelante acercándose al c.a. porque el valor de la expresión 3.19 disminuye.

b) Con sustentación negativa ($C_L < 0$):

$$X_{cp} - X_{ac} < 0 \quad [3.22]$$

el c.p. está por delante del c.a.

3.°) En un perfil con curvatura negativa es $C_{MO} > 0$ y:

a) Con sustentación positiva ($C_L > 0$) y según la ec. 3.19 sería:

$$X_{cp} - X_{ac} < 0 \quad [3.23]$$

de donde se deduce claramente que en este caso el c.p. está siempre por delante del c.a.

b) Con sustentación negativa ($C_L < 0$):

$$X_{cp} - X_{ac} > 0 \quad [3.24]$$

el c.p. está por detrás del c.a.

3.11. COEFICIENTE DE MOMENTO DEL ALA

Hasta ahora prácticamente sólo hemos hablado de perfiles. El centro aerodinámico del ala es el punto en el cual el coeficiente de momento de toda el ala (obtenido a partir de la suma de todos los momentos elementales de las secciones del ala), es independiente del ángulo de ataque o de C_L.

Si el ala estuviera constituida por el mismo perfil a lo largo de toda la envergadura, el coeficiente C_{MO} sería el mismo para el perfil que para el ala. Si el perfil variara de unas secciones del ala a otras el coeficiente de momento tomaría el valor medio que le correspondiera.

El papel que jugaba la cuerda en la expresión del momento en un perfil, lo juega en el ala la cuerda media aerodinámica, M.A.C., cuya determinación se efectuará en 4.2.

Resumiendo: las fuerzas de sustentación y resistencia del ala, y el momento de cabeceo se pueden considerar aplicados en el plano de simetría del avión, y en el centro aerodinámico del ala, que está situado en la proximidad del 25% de la M.A.C.

El valor del momento de cabeceo para un ala es:

$$M_{ac} = C_{Mac} \cdot q \cdot S \cdot C \quad [3.25]$$

donde:

M_{ac} = *Momento de cabeceo respecto al centro aerodinámico (c.a.).*
C_{Mac} = C_{MO} = *Cte., coeficiente de momento respecto al c.a.*
C = *Cuerda media aerodinámica.*

3.12. INFLUENCIA EN LA ESTABILIDAD DEL MOVIMIENTO DEL CENTRO DE PRESIONES

Si en un perfil con curvatura positiva suponemos una perturbación tal que origine un aumento del ángulo de ataque, el centro de presiones se moverá hacia adelante, lo que originará, a su vez, un aumento del ángulo de ataque. Como se observará, las características del perfil del ala son tales que, si una perturbación la desplaza de la posición de equilibrio, tiende a alejarse cada vez más de dicha posición. De forma análoga puede razonarse en el caso de que una perturbación disminuya el ángulo de ataque.

La forma de respuesta del ala a una perturbación, como hemos visto, es *inestable.*

Para evitar esta inestabilidad, es necesaria la acción de otros elementos del avión (cola).

Los perfiles que se utilizan en los aviones normales, tienen unas características que hacen que se comporten como acabamos de ver.

No obstante, existen tipos de perfiles en los que se puede conseguir que para los ángulos de ataque normales de vuelo, el centro de presión no varíe de posición. Estos tipos de perfiles tienen la línea media con curvaturas diferentes en la parte delantera del perfil, y en la posterior, fig. 3.33. Un perfil de estas características sería necesario utilizar para un *ala volante* (avión sin cola).



Fig. 3.33.

La estabilidad del avión se estudiará con todo detalle en los capítulos 12, 13 y 14.

3.13. NOMENCLATURA NACA DE LOS PERFILES

En los EE.UU., el NACA, National Advisory Commitee for Aeronautics (actualmente NASA), ha llevado a cabo una investigación sistemática de diferentes tipos de perfiles, que se conocen con el nombre de perfiles NACA, seguido de una serie de números, que determinan su construcción (existen otros estudios sobre perfiles que dieron lugar a otros tipos de nomenclatura, como son el Clark Y, Götingen y RAF).

Las cifras que van detrás del sobrenombre NACA indican, por su cantidad (cuatro o cinco cifras) y por su valor, los datos necesarios para poder deter-

minar o construir el perfil completamente, dibujando primero la línea de curvatura media, y distribuyendo después sobre ella el espesor correspondiente a un perfil simétrico, esto es, dan una ley de curvatura y una distribución de espesor (fig. 3.34).

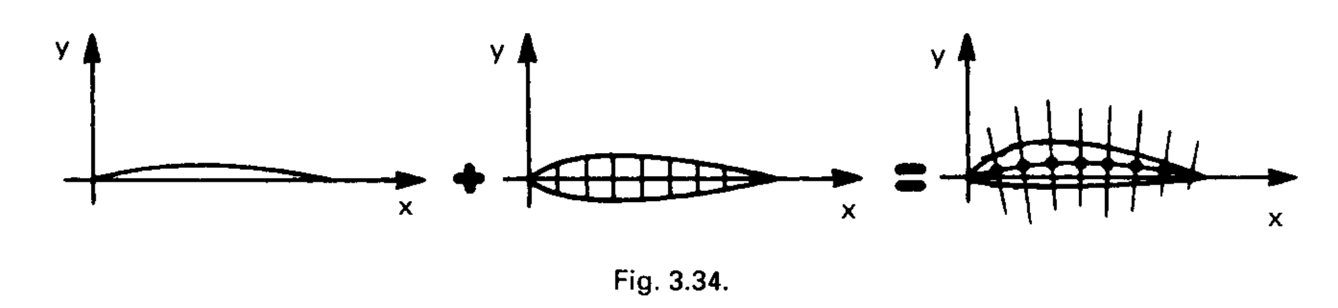


Fig. 3.34.

Serie NACA de cuatro cifras.

Ejemplo: NACA 4412

1.ª cifra (4): Expresa la ordenada máxima de la línea de curvatura media en % de la cuerda: 4%.

2.ª cifra (4): Expresa la posición de dicha ordenada máxima en décimas de la cuerda. En el 40%.

3.ª y 4.ª cifras (12): Expresan el espesor máximo del pérfil en % de la cuerda: 12%.

Todos estos perfiles tienen el espesor máximo situado en el 30% de la cuerda, y si llamamos t al espesor máximo (en %), el radio de curvatura del borde de ataque es $r = 1{,}1\ t$. Para mayor información sobre la forma de la línea de curvatura media, que en este caso son dos parábolas que se unen en el punto de ordenada máxima, y sobre la distribución de espesor, o respecto los perfiles de que hablaremos a continuación, Vid. **«Summary of Airfoil Data»,** de Abbott, I. H.; Von Doenhoff, A. E., y Stivers, L. S. Jr.

De esta serie de cuatro cifras han dado muy buen resultado los simétricos, como son el 0009, perfil simétrico de 9% de espesor.

Serie NACA de cinco cifras

Pondremos como ejemplo el NACA 23012, perfil que ha sido profusamente utilizado.

1.ª cifra (2): Expresa, *aproximadamente*, el valor de la ordenada máxima de la línea de curvatura media: 2%.

2.ª y 3.ª cifras (30): Designan el doble de la posición de dicha ordenada máxima: 15%.

4.ª y 5.ª cifras (12): Espesor máximo en %: 12%.

El avión DC-6, entre otros muchos, tiene un perfil NACA 23012.

Serie NACA de seis cifras. Perfiles laminares

En ellos se mantiene el régimen laminar de la capa límite durante la mayor parte del perfil, lo que significa una disminución considerable de la resistencia de fricción. Ejemplo: 66_1-212.

1.ª cifra (6): Indica el número de serie, con lo que se conoce el tipo de distribución de espesor empleada. Serie 6.

2.ª cifra (6): Posición del mínimo de presión del perfil simétrico, en décimas de cuerda 60%.

3.ª cifra (1): Indica en décimas la semiamplitud del intervalo alrededor del C_L ideal, para el cual la capa límite es laminar (±0,1). Es decir, el intervalo en que se debe utilizar.

4.ª cifra (2): Es el coeficiente de sustentación ideal multiplicado por 10 (C_L ideal = *0,2*).

5.ª y 6.ª cifra (12): Espesor máximo: 12%.

La fig. 3.35 muestra la forma de la polar de un perfil laminar.

La mayor disminución de la resistencia de fricción se consigue a C_L pequeños, es decir, a altas velocidades.

Existen otros tipos de nomenclatura NACA, algunas son simple derivación de los aquí expuestos. Para información sobre ellos o más detalle se aconseja la referencia anteriormente citada.

El avión Caravelle VI R tiene un perfil laminar NACA $65_1$212 modificado.

Actualmente estas series de perfiles han dado paso, en cierta medida, al proyecto por ordenador de perfiles especializados en cumplir determinados requisitos. Uno de estos nuevos perfiles es el llamado supercrítico, que se estudia en 8.10, con el b.a. muy redondeado y el extradós muy plano (Vid. fig. 8.31). Con objeto de sistematizar su nomenclatura, se empezó designan-

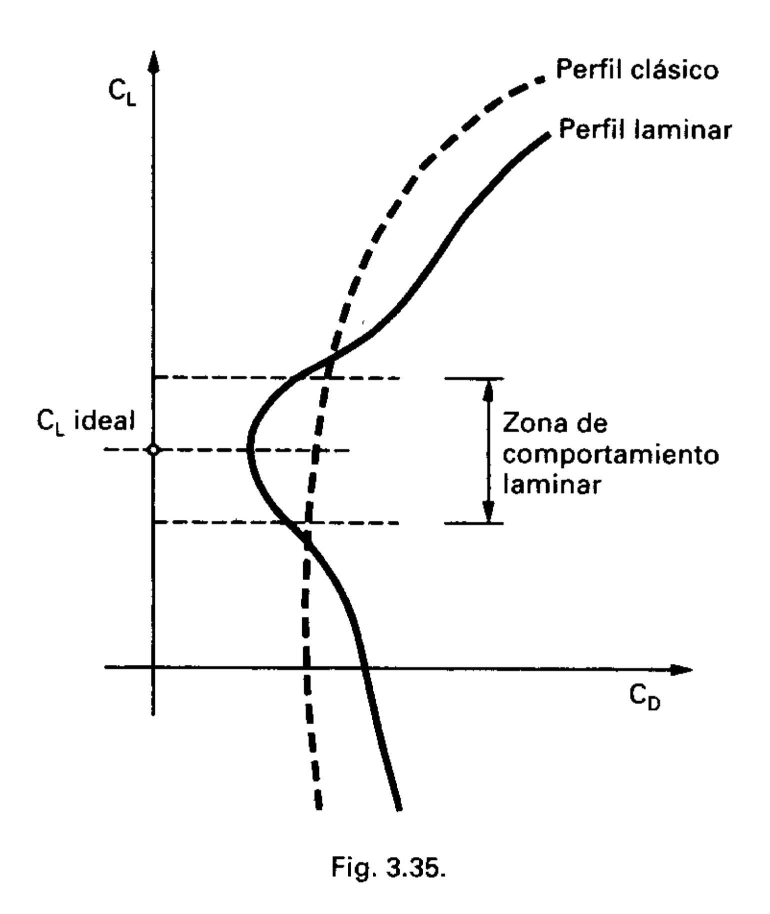


Fig. 3.35.

do GA(W) (General Aviation - Whitcomb) a unos perfiles derivados de los supercríticos, para baja velocidad. La nueva nomenclatura de la NASA para estos perfiles es LS (Low Speed) y MS (Medium Speed), seguida de cuatro dígitos.

4

Influencia de la forma en planta del ala

4.1. INTRODUCCIÓN

El capítulo anterior lo hemos dedicado principalmente a estudiar las propiedades de secciones del ala (perfiles), aunque no ha habido otra posibilidad que introducir algunos conceptos referentes al ala completa. En este capítulo, veremos cómo influye la forma del ala en las características del perfil estudiadas en el anterior.

La diferencia entre el estudio de un perfil y del ala completa, estriba, en que en el primer caso, se supone que la envergadura es infinita, cosa que no ocurre en la realidad, y que da lugar a los fenómenos que vamos a ver.

Para ello, empezaremos por definir la terminología.

4.2. TERMINOLOGÍA DEL ALA

1. *Envergadura: b.*–Es la distancia de punta a punta de ala, independientemente de la forma que tenga ésta.

2. *Superficie alar: S.*–Es la superficie de la vista en planta del contorno aparente del ala, incluyendo la parte de ala que pueda estar cubierta por el fuselaje o góndolas de los motores, o lo que es lo mismo, como si no existieran estos elementos.

3. *Cuerda media: c.*–Normalmente, los perfiles que constituyen el ala suelen ser distintos a lo largo de la envergadura, y además, las cuerdas que los constituyen van disminuyendo desde el encastre hasta las puntas. Se define la cuerda media, como aquella que multiplicada por la envergadura, es igual a la superficie alar:

$$c \cdot b = S$$

4. *Estrechamiento (taper ratio):* λ.–Se define por el cociente:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \text{ en donde}$$

c_r = cuerda del perfil en el encastre. (Suponiendo que el ala está prolongada hasta el plano de simetría del avión).

c_t = cuerda del perfil en la punta.

5. *Alargamiento (aspect ratio):* A.–Es la relación entre la envergadura y la cuerda media.

$A = \frac{b}{c}$ que es evidentemente lo mismo que

$$A = \frac{b^2}{S}$$

El alargamiento varía desde 3 ó 4 en los aviones muy rápidos hasta 20 ó 30 en algunos planeadores.

6. *Línea del 25% de la cuerda.*–En el capítulo anterior, hemos visto que el centro aerodinámico está situado alrededor del 25% de la cuerda media aerodinámica; tanto en consideraciones de proyecto, como de centrado, los puntos 25% tienen una gran importancia.

   Definiremos la línea del 25% como aquella que se obtendría si uniéramos todos los puntos a lo largo de la envergadura que están situados a un 25% de su cuerda, contados a partir del borde de ataque.

7. *Flecha (sweep)* Λ.–Es el ángulo que forma la línea del 25% y una perpendicular al eje longitudinal del avión. Si el ala no tuviera estrechamiento, este ángulo sería el mismo que el formado por el borde de ataque del ala, y la perpendicular al eje longitudinal. La flecha puede ser progresiva o regresiva. En los reactores comerciales modernos oscila entre 25° y 40°.

8. *Cuerda media aerodinámica (Mean aerodinamic chord) - MAC.*–Es la que tendría un ala rectangular (estrechamiento uno) y sin flecha que produjera el mismo momento y sustentación.

   La posición de la cuerda media aerodinámica respecto al eje longitudinal del avión, puede hallarse mediante fórmulas apropiadas, o geométricamente. Su posición es de importancia en cuanto a consideraciones de estabilidad longitudinal. En la fig. 4.2 se indica como se determina geométricamente su longitud y posición para un ala trapezoidal. (Esta construcción no se puede aplicar en aviones que presenten una dis-

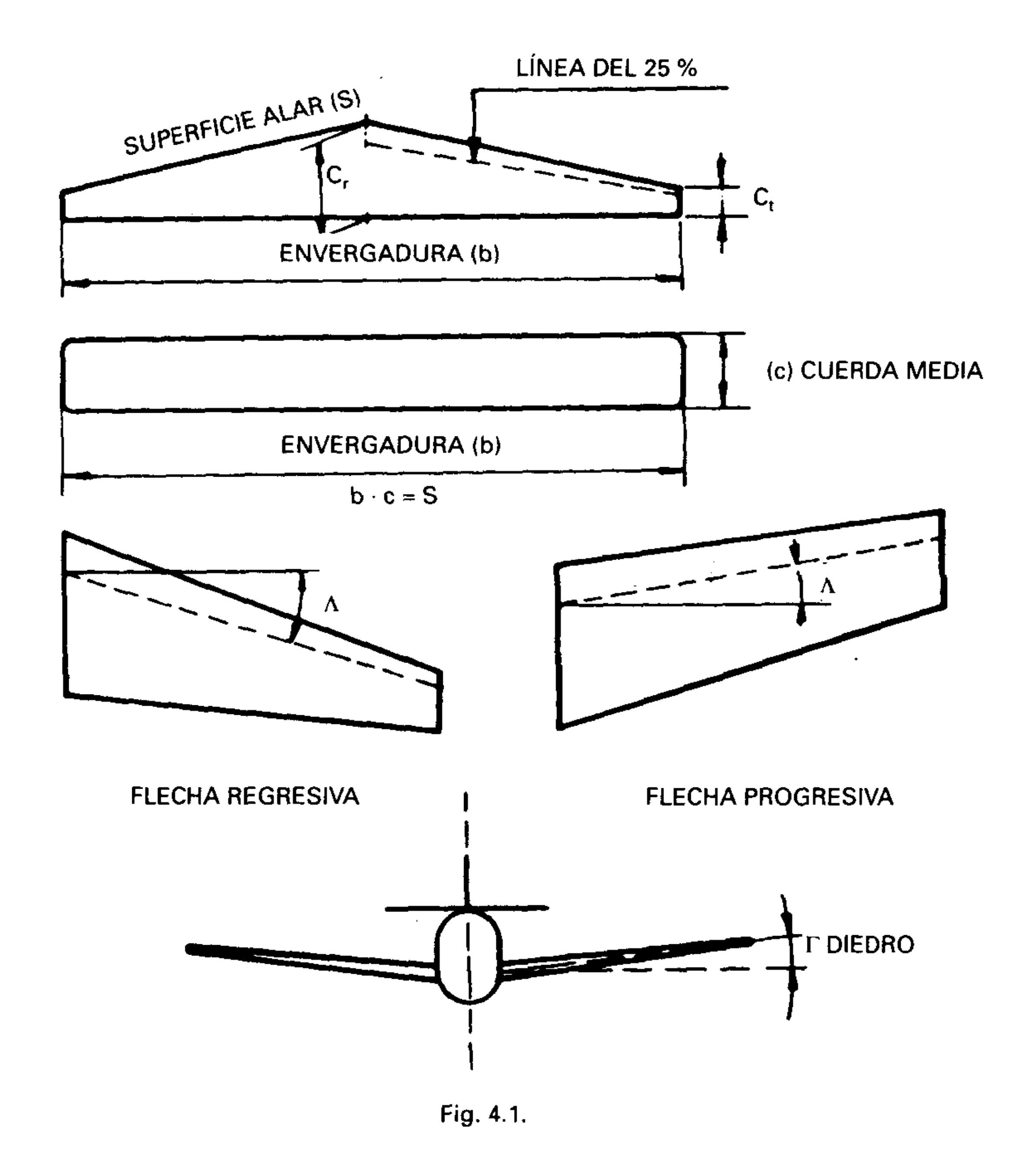


Fig. 4.1.

continuidad en la cuerda a lo largo del ala). De la construcción geométrica de la fig. 4.2. se puede deducir que la MAC es mayor que la cuerda media.

De la definición de la MAC se puede deducir que su valor viene determinado por la expresión

$$MAC = \frac{1}{S} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} c^2 \cdot db \qquad [4.1]$$

en donde c es el valor que tiene la cuerda en cada punto del ala.

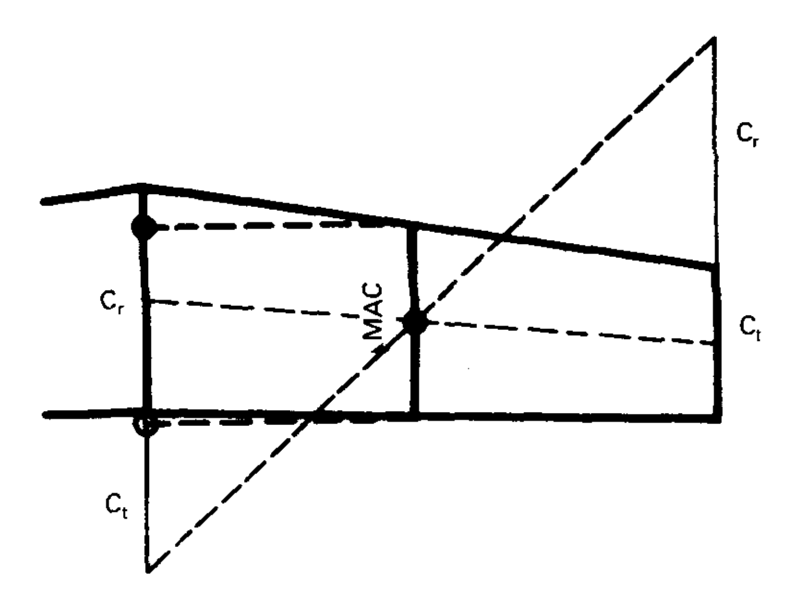


Fig. 4.2.

Según la forma del ala, es decir del valor que vaya tomando c a lo largo de la envergadura, de la expresión anterior podrán obtenerse diversos resultados. Uno fácil de calcular es el que corresponde a alas linealmente trapezoidales, estrechamiento, λ, cte.:

$$MAC = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{\lambda^2 + \lambda + 1}{\lambda + 1} \right) \qquad [4.2]$$

o si se prefiere

$$MAC = \frac{2}{3} \left(c_r + c_t - \frac{c_r \cdot c_t}{c_r + c_t} \right) \qquad [4.3]$$

9. *Diedro. Γ.*–Tiene influencia en la estabilidad lateral del avión. (Vid. fig. 4.1). Los valores típicos en los aviones comerciales suelen variar entre los 3° del B-727, Caravelle y DC-9 hasta los 6° del B-737, del B-767 y del B-777 y los 7° del B-747-400.

10. *Torsión.*

    Puede ser geométrica o aerodinámica.

La torsión geométrica consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes, dando a la sección de punta un ángulo de ataque menor que en el encastre. Esta torsión, giro relativo de las cuerdas, se suele hacer gradualmente desde el encastre a la punta del ala.

La torsión aerodinámica se logra con perfiles diferentes a lo largo del ala, de forma que el ángulo de sustentación nula varíe para los diferentes perfiles que componen el ala. En definitiva, el efecto es el mismo que se consigue con la torsión geométrica. Una forma de lograr la torsión aerodinámica, es haciendo aumentar las curvaturas de los perfiles, progresivamente desde el encastre a la punta, de forma que aumente el valor del $C_{l\,máx}$ en las puntas.

11. *Angulo de incidencia.*–Es el ángulo de calado del ala respecto al fuselaje, es decir, el formado por la cuerda que se toma como referencia en el ala y la línea que se toma como referencia longitudinal en el avión (eje longitudinal), fig. 4.3. El ángulo de incidencia se escoge de modo que la resistencia del avión sea mínima en alguna condición de vuelo, normalmente en crucero, su valor suele estar entre 0 y 2°.

En algún tipo de literatura, especialmente inglesa, el término ángulo de incidencia es sinónimo de ángulo de ataque.

CARACTERÍSTICAS DE LAS ALAS DE ALGUNOS AVIONES

Avión	Flecha	Alargamiento	Envergadura m.	Superficie alar m^2
A-340	29,735°	9,30	60,30	361,67
A-320	25°	9,40	33,91	122,40
A-300	28°	7,73	44,84	260,00
MD-11	35°	7,50	50,41	338,86
MD-80	24,5°	9,62	32,88	112,35
MD-95	24,5°	8,71	28,47	92,97
B-747-400	37,5°	6,96	64,44	556,49
B-777	31,64°	8,42	60,93	427,82
B-727	32°	7,20	32,31	144,93
B-737	25°	8,83	28,35	91,00
B-747	37,5°	6,96	59,64	511,00
B-757	25°	7,95	37,95	181,25
B-767	31,5°	7,88	47,25	283,35
Caravelle	20°	8,02	34,30	146,70
A-310	28°	8,80	43,90	219,00
DC-10 Serie 30	35°	6,80	47,25	329,80
DC-9 Serie 30	24,5°	8,71	28,47	92,97
C-212	0°*	9,00	19,00	40,00
CN-235	0°**	10,15	25,81	59,10

* En el 20 % de la cuerda.
** En el 55 % de la cuerda.

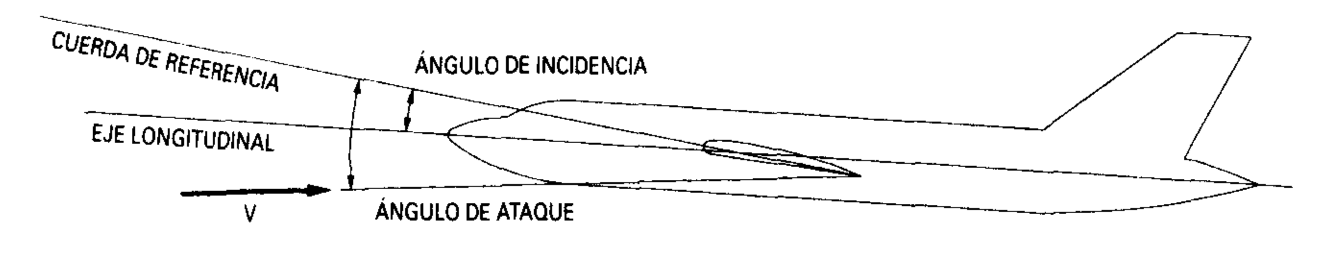


Fig. 4.3.

4.3. ORIGEN DE LA SUSTENTACIÓN EN EL ALA

Hemos visto, que sobre una sección del ala se originaba una distribución de presiones, de forma que el extradós estaba sometido a una succión considerable respecto a la que pudiera tener el intradós, y capaz por tanto de producir una fuerza hacia arriba.

Análogamente, considerando ahora el ala completa, y no una sección, si produce sustentación, es porque se crea una presión en el extradós diferente de la del intradós, y mucho menor que ésta. Al existir esta diferencia de presiones, en las puntas del ala tienden a crearse unas corrientes de aire transversales (a lo largo de la envergadura) de abajo hacia arriba, como indica la fig. 4.4.

A lo largo del ala, existe entonces superpuesta con la corriente longitudinal una corriente transversal, debido al fenómeno anterior (fig. 4.5.).

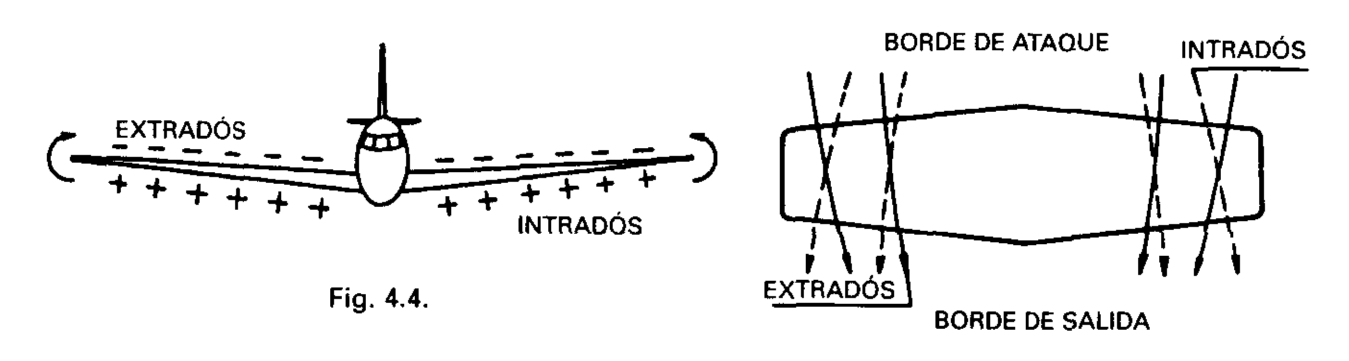


Fig. 4.4.

Fig. 4.5.

En las puntas, al dejar de existir la superficie del ala, que soporta esa diferencia de presiones, la corriente lateral es mucho mayor, dando lugar a los torbellinos de punta de ala.

La formación de estos torbellinos se debe a que en la punta del ala nos encontramos con que la velocidad de la corriente sobre el extradós es superior a la del intradós (condición necesaria para la sustentación).

Al dejar de existir el ala en la punta, la mayor presión del intradós produce una corriente hacia arriba, que al encontrarse con la corriente de mayor velocidad del extradós, da lugar a los citados torbellinos (torbellinos libres). (fig. 4.6).

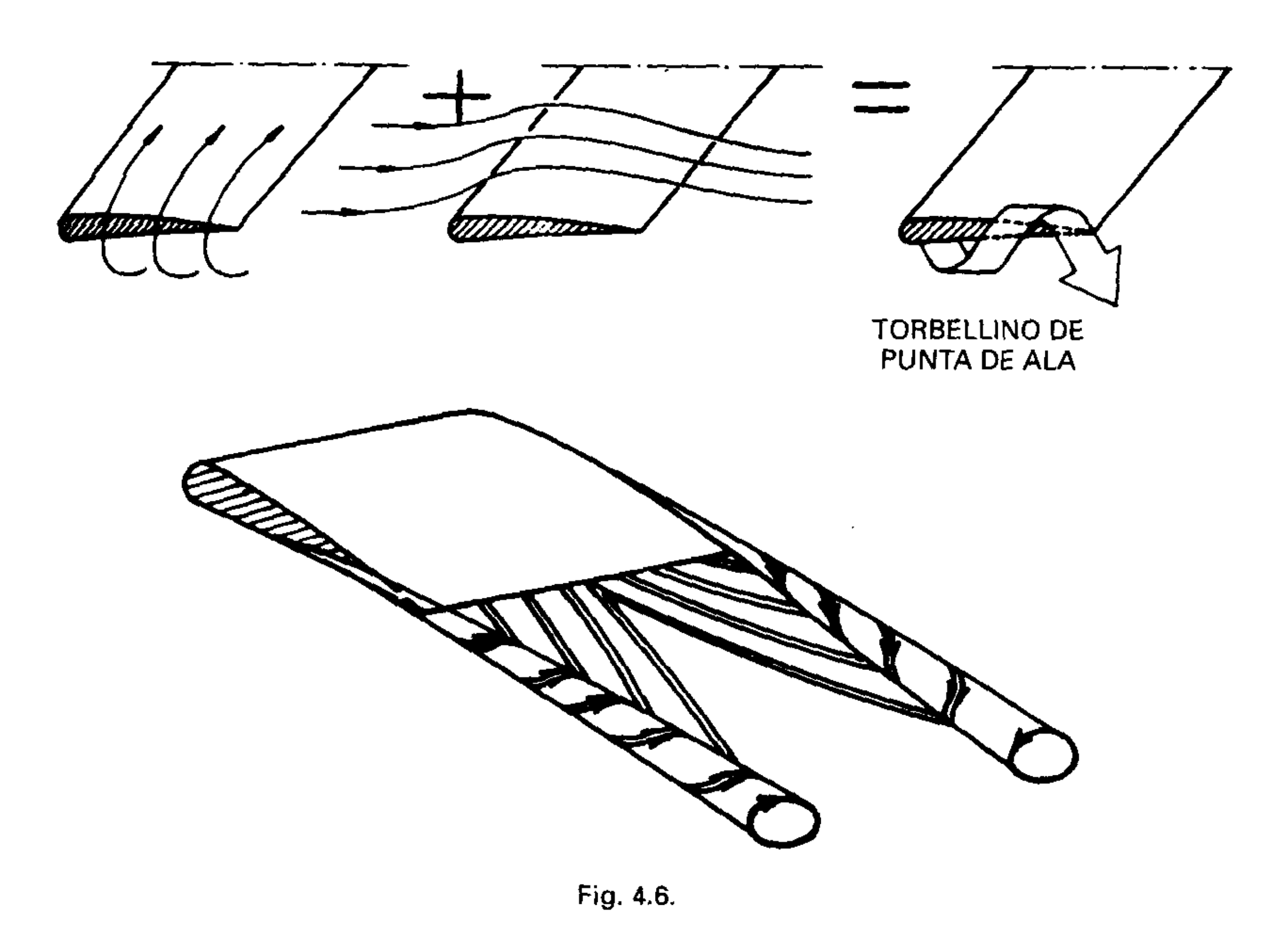


Fig. 4.6.

La intensidad de los torbellinos, será tanto mayor cuanto lo sea la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós, o lo que es igual, cuanto mayor sea el coeficiente de sustentación C_L (y por tanto, cuanto mayor sea el ángulo de ataque).

En 3.3 y 3.4 habíamos visto que la superposición de la corriente libre de aire, junto con la circulación que proporcionaba el cilindro girando, o el perfil debido a su forma, explicaba la mayor velocidad de la corriente en el extradós que en el intradós. Podemos sustituir el ala por un sistema de *torbellinos ligados* a ella, que produjeran la misma circulación, (fig. 4.7). Ligado significa que se mueve con el ala constituyendo ésta el nucleo.

Cuando un ala empieza a moverse a partir del reposo aparte del punto de remanso que existe en el intradós cerca del b.a., también hay otro punto de remanso en el extradós y cerca del b.s. Como el b.s. es muy agudo, el

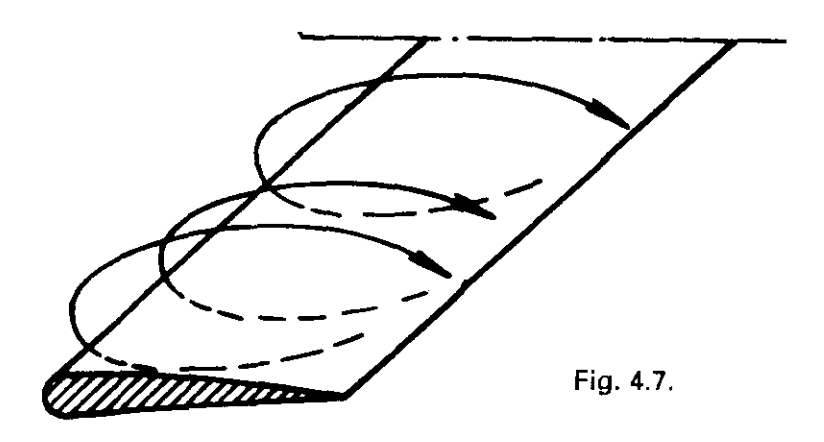


Fig. 4.7.

aire del intradós no puede dar la vuelta para alcanzar dicho punto de remanso en el extradós, fig. 4.8, por este motivo y por los efectos de viscosidad, dicho punto de remanso tiende a moverse hacia atrás, hacia el b.s. y se crea un *torbellino inicial* que se desprende del b.s. y queda rápidamente atrás, aguas abajo de la corriente. Es de notar que cada vez que se produzca una variación en el valor de la sustentación, cualesquiera que fuere el motivo, se crea un torbellino inicial. El torbellino inicial puede visualizarse por fotografías e incluso a simple vista, para ello basta con mover repentinamente una placa plana con una pequeña inclinación, o simplemente la mano dentro de un recipiente de agua, para observar un torbellino abandonando el «borde de salida del perfil».

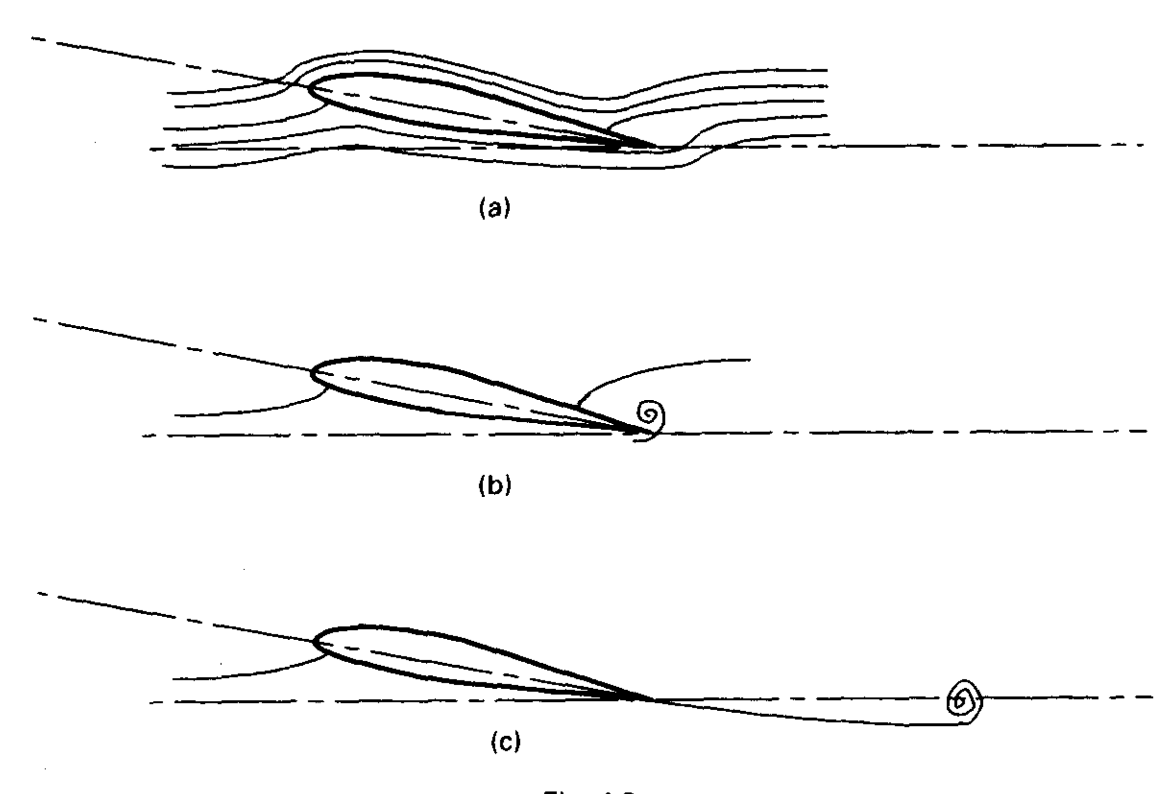


Fig. 4.8

El estudio teórico de la sustentación del ala se puede efectuar entonces por la combinación de los sistemas de torbellinos anteriores, sustituyendo el ala por una serie de torbellinos en forma de herradura, como indica la fig. 4.9.

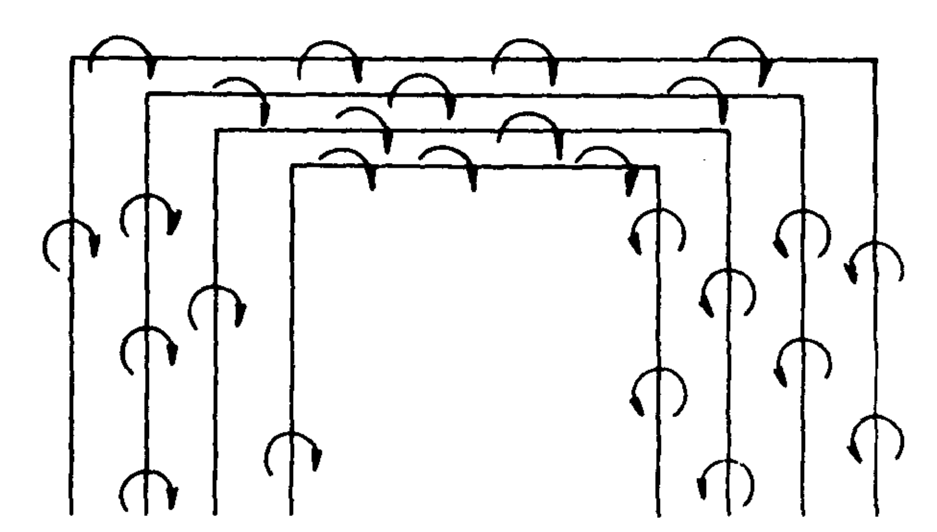


Fig. 4.9.

Resumiendo: Teóricamente se ha encontrado un sistema de torbellinos que produce en el aire un efecto similar a aquel que produce un ala al producir sustentación. Dicho sistema de torbellinos está formado por:

– *El sistema de torbellinos ligados,* así denominado por estar inevitablemente ligado al ala y moviéndose con ella. Consiste en una disposición hipotética de torbellinos, de diferente intensidad, que no tienen existencia real, sin embargo, el efecto que producen es similar al que produce el ala. En los extremos de las alas dejarían de existir los torbellinos ligados, pero según la teoría de torbellinos, éstos no pueden terminar en el seno del fluido, deben cerrarse sobre sí mismos, Vid, 2.21, por tanto no pueden terminar en las puntas de las alas.

– *El sistema de torbellinos de punta de ala,* ya hemos explicado como se producen, al contrario de los torbellinos ligados sí tienen existencia real y pueden verse a simple vista en ciertas condiciones, debido a la condensación del vapor de agua en el núcleo del torbellino, originada por la expansión del aire al ser succionado por la baja presión del núcleo. En aviones fumigando se aprecian perfectamente.

Como el sistema de torbellinos ligados no podría terminar en las puntas de las alas, se considera que al llegar a ellas giran en ángulo recto y se continúan en el sistema de torbellinos de punta de ala prolongándose hacia atrás.

– *El torbellino inicial,* tiene existencia real, se puede ver, y cerraría por atrás los sistemas de torbellinos ligados y de punta de ala, formando el conjunto un sistema completo de torbellinos que sí cumpliría la condición de

cerrarse sobre sí mismos. Sin embargo, en condiciones estacionarias el torbellino inicial se quedaría pronto muy detrás, de modo que con fines prácticos se puede considerar que el sistema de torbellinos que produciría el mismo efecto que el ala, sería el formado solamente por los ligados y los de punta de ala, extendiéndose estos hasta el infinito, dando lugar a la configuración en forma de herradura (fig. 4.9).

Por lo expuesto anteriormente se deduce que en un ala de longitud infinita, alargamiento infinito, no existirían torbellinos de punta de ala, el sistema total quedaría reducido a los torbellinos ligados. Lo que más se aproxima a un ala de longitud infinita sería un ala con un valor elevado del alargamiento, en este caso los torbellinos de punta de ala tendrían muy poca intensidad.

El efecto de los torbellinos, ligados y libres, es crear una deflexión de la corriente hacia arriba delante del borde de ataque, y una deflexión hacia abajo detrás del borde de salida.

La magnitud de estas deflexiones verticales de la corriente se indica en la fig. 4.10.

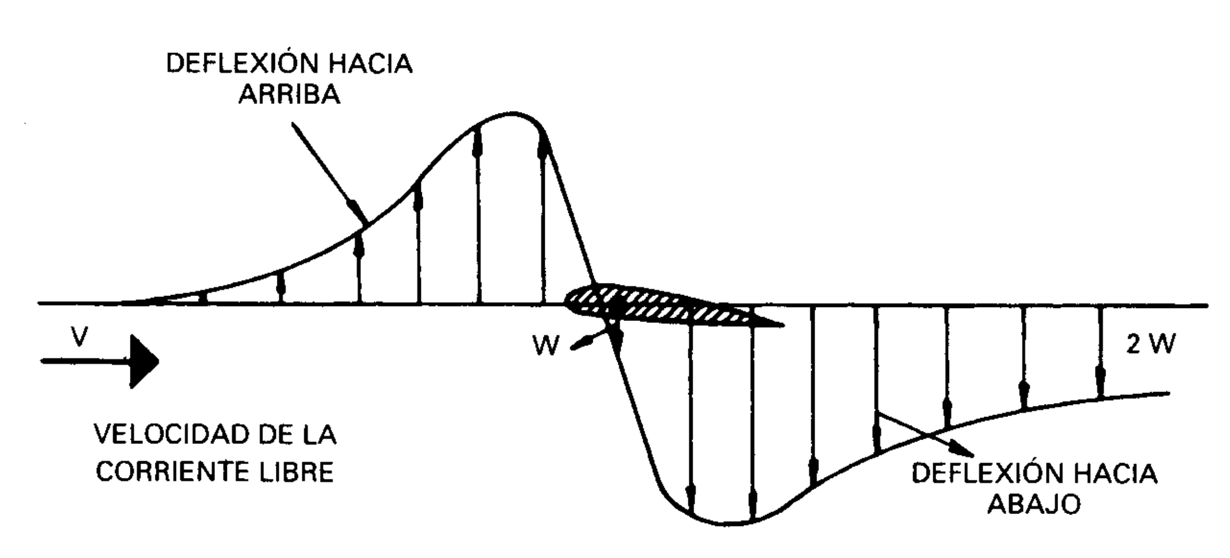


Fig. 4.10.

La corriente libre de aire a cierta distancia, por delante del ala, no resulta afectada de ninguna componente vertical; sin embargo, detrás del ala, la corriente queda deflectada hacia abajo, con una componente 2 w. Precisamente, esta deflexión de la corriente hacia abajo es lo que produce la sustentación; el cuerpo que imprime a la gran masa de aire, que pasa a través

de las alas, una velocidad descendente, experimentará una fuerza hacia arriba, de valor:

$$F = m \cdot \frac{dv}{dt} \text{ en donde} \qquad [4.4]$$

F = fuerza hacia arriba.

m = masa de aire afectada por la deflexión que producen las alas.

$\frac{dv}{dt}$ = incremento de velocidad vertical por unidad de tiempo.

En el centro aerodinámico del ala (aproximadamente al 25% de la cuerda), la componente vertical hacia abajo es w, la mitad que detrás del ala.

Esta deflexión vertical hacia abajo, en el centro aerodinámico, da lugar a que el ángulo que forma la cuerda con la corriente relativa de aire no coincida con el que forma con la corriente libre (dirección de vuelo), sino que sea menor; la variación que sufre el ángulo de ataque, se denomina *ángulo de ataque inducido:* α_i.

Debido a ésto, cada sección del ala estará sometida a un ángulo de ataque α_o menor que el ángulo de ataque geométrico α (dirección de vuelo con la cuerda). Siendo $\alpha_o = \alpha - \alpha_i$ (fig. 4.11).

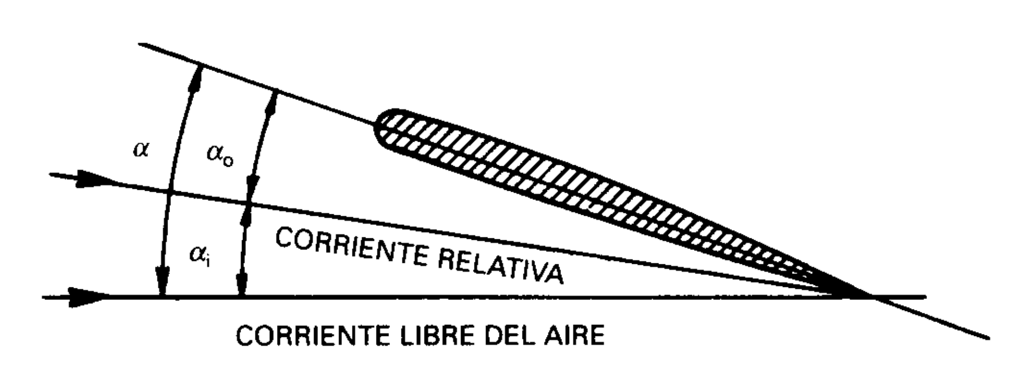


Fig. 4.11.

La fuerza resultante sobre el perfil será perpendicular a la dirección de la corriente relativa de aire en las proximidades del perfil; como hemos denominado sustentación a la fuerza perpendicular a la corriente libre de aire (dirección de vuelo), descomponiendo la fuerza sobre el perfil, como indica fig. 4.12, observamos que la sustentación tiene un valor menor que la fuerza resultante sobre el perfil, y está girada respecto a ésta un ángulo α_i, y que la otra componente en la dirección de vuelo será una fuerza de resistencia al avance que se denomina *resistencia inducida* (D_i).

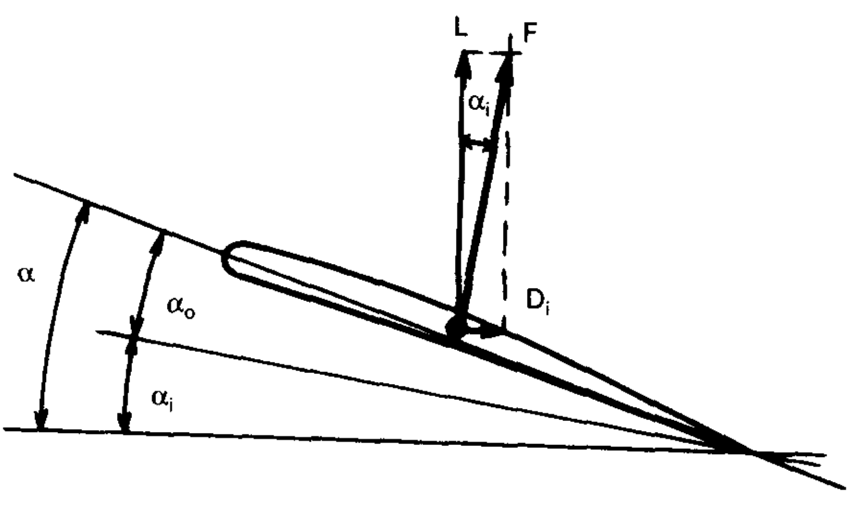


Fig. 4.12.

Como resumen, las consecuencias de la deflexión vertical de la corriente hacia abajo son:

1. El ángulo de ataque efectivo de las diferentes secciones del ala queda reducido.

2. Se produce un aumento de la resistencia total por la aparición de una resistencia denominada inducida, la cual puede ser considerada desde diferentes puntos de vista:

   a) El paso del ala del avión ha provocado que dos grandes masas de aire adquieran un movimiento de rotación (torbellinos de punta de ala), la energía gastada en producir ese movimiento de rotación se ha obtenido de un aumento de potencia que han debido suministrar los motores, equivalente a como si el avión tuviera un incremento de resistencia y no existieran torbellinos de punta de ala. Este incremento de resistencia es la resistencia inducida.

      Por lo que se ha visto a lo largo de este apartado en un ala de longitud infinita (alargamiento infinito) al no existir torbellinos de punta de ala la resistencia inducida no existiría. Lo más próximo a este supuesto sería un ala con un gran valor del alargamiento en la cual la resistencia inducida tendría un valor pequeño.

   b) La desviación local hacia abajo de la dirección de la corriente libre de aire, hace que la fuerza resultante esté inclinada hacia atrás, la componente de esa fuerza en la dirección de vuelo es la resistencia inducida (fig. 4.12).

   c) La resistencia inducida proviene de los torbellinos de punta de ala, y éstos se originan porque hay mayor presión en el intradós que en el extradós, para que así exista sustentación.

Si no es necesario que exista sustentación como ocurre en algún tipo de maniobra no habrá por tanto resistencia inducida.

La resistencia inducida proviene del hecho de necesitar sustentación.

En un ala de longitud, y por tanto de alargamiento, infinitos, corriente bidimensional, no habría ángulo de ataque inducido, la fuerza resultante no estaría inclinada hacia atrás y tampoco habría resistencia inducida.

4.4. EFECTOS DE LA ESTELA TURBILLONARIA

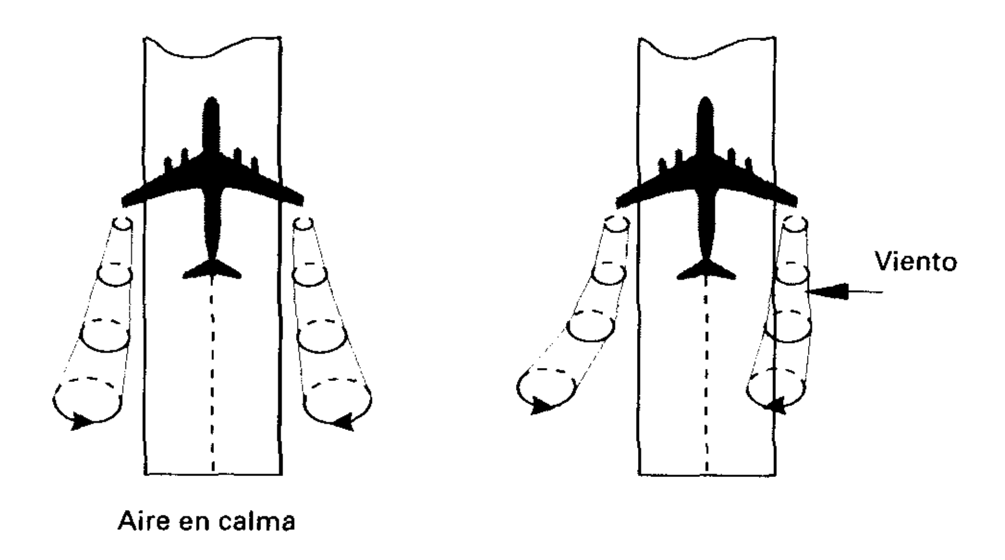
Los dos torbellinos de punta de ala originados por el avión, y que giran en sentido contrario, permanecen durante un largo periodo en el aire, sobre todo si éste está en calma.

La estela turbillonaria (*wake turbulence*) se ha conocido desde los primeros tiempos de la aviación, pero fue la puesta en servicio de los aviones de fuselaje ancho con la estela turbillonaria asociada a sus grandes pesos, el aumento del tráfico aéreo y la preocupación por la seguridad, lo que hizo que los grandes fabricantes de aviones y las agencias estatales investigaran este tema con objeto de establecer normas para evitar los riesgos que pueden producir.

Si un avión vuela directamente en la estela de los torbellinos que deja otro puede ocurrir que experimente un aumento de sustentación en un ala y una disminución en la otra, provocando un alabeo que puede ser peligroso e incluso si el avión es pequeño exceder la capacidad de control de los alerones, o que un ala haga contacto con el suelo si está cerca de él. Por este motivo, la Reglamentación de OACI establece unas separaciones entre aviones que pueden ir de 3 a 6 NM en distancia, o bien en tiempos para los despegues y aterrizajes del orden de 2 o 3 minutos, dependiendo de factores tales como el peso del avión (pesado, medio o ligero), que utilicen la misma pista, pistas paralelas, pistas cruzadas, etc.

Los aspectos relacionados con los torbellinos de punta de ala podemos resumirlos así:

- En un fluido ideal teóricamente durarían siempre. Debido a la viscosidad terminan disipándose, a pesar de ello duran lo suficiente como para constituir una limitación, especialmente a la capacidad de las pistas, fig. 4.13.
- En vuelo los torbellinos se van desplazando hacia abajo quedando detrás del avión que los genera, con una velocidad de descenso del orden de 400 a 500 ft/min que va disminuyendo hasta hacerse nula entre unos 500 a 900 ft por debajo de la senda del avión.



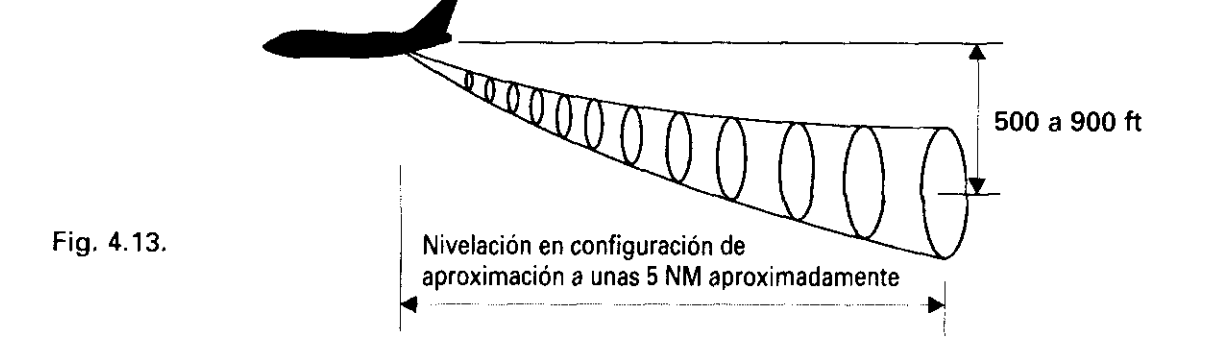


Fig. 4.13.

- La intensidad inicial de los torbellinos está determinada por el peso del avión, su velocidad y su envergadura, de modo que son tanto más intensos cuanto:
  - Mayor sea el peso.
  - Menor sea la velocidad (mayor ángulo de ataque).
  - Menor sea la envergadura.
- Como consecuencia, la mayor intensidad la tendrán en despegues y aterrizajes. En estas maniobras la estela desciende hasta que experimenta el efecto del suelo, terminando el descenso y moviéndose lateralmente, separándose. Por debajo de una altura igual a la mitad de la envergadura los torbellinos dejan de estar tan concentrados y son algo más débiles.
- En el despegue o aterrizaje con viento lateral se van desplazando sobre el suelo en la dirección del viento, pero el situado más a sotavento se desplaza más rápido lateralmente, lo que puede ser peligroso en el caso de pistas paralelas.

Para evitar riesgos es necesario mantener tanto en vuelo como en el aterrizaje y despegue los intervalos necesarios.

4.5. VALOR DEL ÁNGULO DE ATAQUE INDUCIDO

Como habíamos expresado en la ec. 4.4. el valor sustentación:

$$L = m \cdot \frac{dv}{dt} \qquad \text{o} \qquad L = \frac{m}{dt} \cdot dv \qquad [4.5]$$

siendo $\frac{m}{dt}$ la masa de aire deflectado hacia abajo por segundo, y que llamaremos m', y dv el incremento de velocidad vertical (hacia abajo), que es $2w$ queda

$$L = m' \cdot 2w \qquad [4.6]$$

El ángulo de ataque inducido α_i, lo podemos obtener de la fig. 4.14.

Suponiendo que es pequeño, el valor de la tangente, coincide con el valor del ángulo en radianes.

$$\alpha_i = \frac{w}{V}\text{, de ec. [4.6]:} \quad w = \frac{L}{2m'}\text{, sustituyendo:}$$

$$\alpha_i = \frac{L}{2m' \cdot V} \qquad [4.7]$$

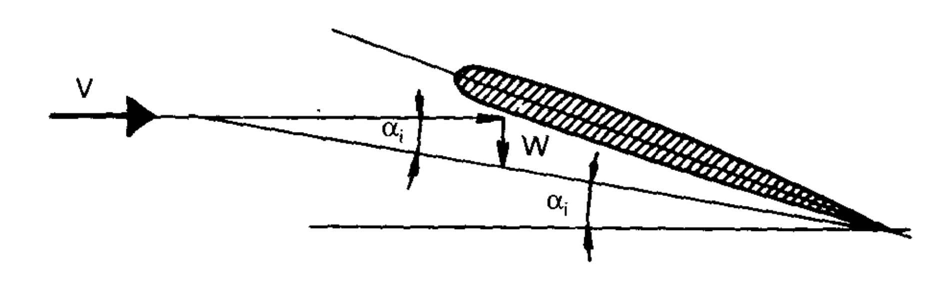


Fig. 4.14.

El valor de m' es:

$$m' = \frac{densidad \cdot volumen}{tiempo} = \frac{densidad \cdot Área\ afectada \cdot longitud}{tiempo} = densidad \cdot Área \cdot velocidad$$

$m' = \rho \cdot A' \cdot V$ en donde:

ρ = *densidad del aire.*

A' = *sección hipotética transversal de la masa de aire deflectada.*

V = *velocidad de vuelo.*

sustituyendo en la ecuación 4.7.

$$\alpha_i = \frac{L}{2\rho \cdot A' \cdot V^2} \qquad [4.8]$$

Se demuestra que esta sección transversal hipotética es equivalente a un area circular, de diámetro igual a la envergadura (fig. 4.15), y $A' = \pi \left(\frac{b}{2}\right)^2 = \frac{\pi b^2}{4}$ sustituyendo en 4.8.

$$\alpha_i = \frac{L}{2\rho \frac{\pi b^2}{4} \cdot V^2} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho\, V^2 \cdot S \cdot C_L}{2\rho \frac{\pi b^2}{4} V^2}$$

$\alpha_i = \frac{C_L \cdot S}{\pi b^2}$ recordando de 4.2. la definición de alargamiento:

$A = \frac{b^2}{S}$ queda:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi A} \qquad [4.9]$$

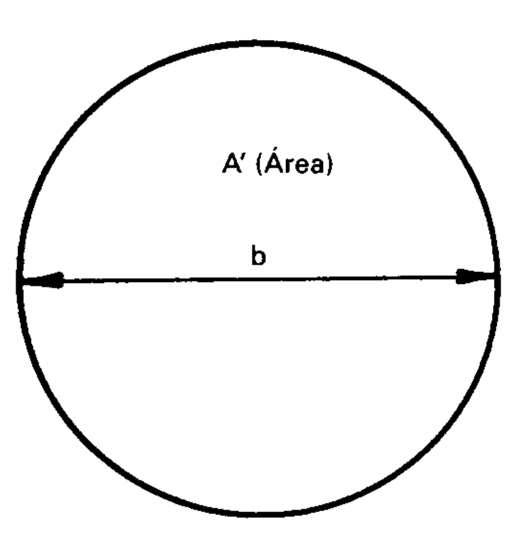


Fig. 4.15.

Todo lo expuesto en este apartado es solamente cierto para alas con distribución de sustentación elíptica, que tienen una forma en planta del tipo de la fig. 4.16., ya que son las únicas que producen una deflexión uniforme de la corriente.

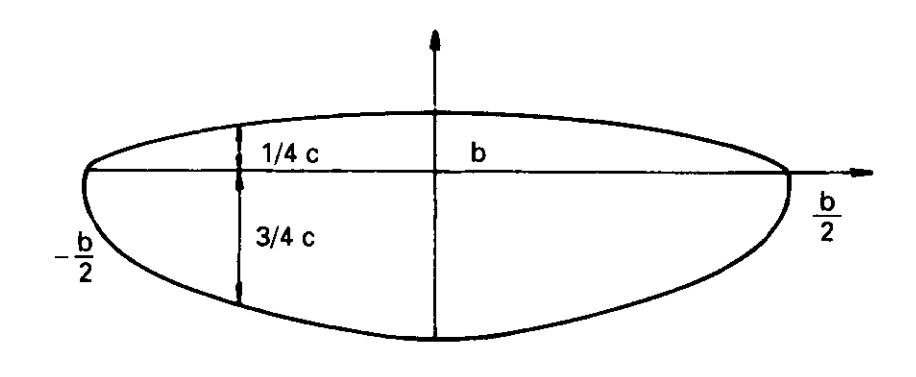


Fig. 4.16.

En alas con distribución de sustentación no elíptica el valor del ángulo de ataque inducido se modifica con el *factor de eficiencia o factor de Oswald*, representado por e quedando:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot A \cdot e} \tag{4.10}$$

El factor de eficiencia e no sólo sirve para tener en cuenta la no elipticidad de la distribución de sustentación sobre el ala, sino que también es un factor de corrección por haber considerado C_{Dp} constante, hipótesis que no es exacta, ya que tiene una pequeña dependencia con el ángulo de ataque como dijimos en 3.9. Esta segunda corrección que introduce e es el motivo por las que aún en alas con distribución de sustentación elíptica no se alcance $e = 1$.

El valor de e puede oscilar entre 0,6 y 0,95, influyendo en gran manera el que el ala sea alta o baja. En un avión de ala baja, la capa límite en el extradós combinada con la de los lados del fuselaje causa un aumento rápido del C_{Dp} conforme aumenta el ángulo de ataque, mayor que el que se produce con ala alta. Esto hace que e se aleje más del valor teórico de $e = 1$ en los aviones de ala baja, pudiendo ser del orden de 0,6 mientras que en los de ala alta puede ser del orden de 0,8.

En algún caso se utiliza el término de alargamiento efectivo para designar al valor de Ae.

4.6. RESISTENCIA INDUCIDA

De la fig. 4.12, deducimos que:

$C_{Di} = C_L \cdot tg\, \alpha_i$ si α_i es pequeño

$$C_{Di} = C_L \cdot \alpha_i = C_L \cdot \frac{C_L}{\pi \cdot A \cdot e}$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \tag{4.11}$$

y comprobamos que la resistencia inducida depende del coeficiente de sustentación, como habíamos indicado en 3.9 y 4.3.

Obsérvese que la influencia de la sustentación en C_{Di} varía con una ley cuadrática, por ejemplo pasar de un coeficiente de sustentación a otro de valor doble significa aumentar cuatro veces el valor de C_{Di}.

Esto significa que en todos aquellos casos en que C_L deba ser aumentado, por ejemplo: en vuelo horizontal si se vuela con un peso grande, o en un viraje, donde como veremos en 6.17, se necesita una sustentación mayor, nos vamos a encontrar con un aumento de la resistencia inducida.

La resistencia inducida valdrá:

$$D_i = qSC_{Di}$$

$$D_i = qS\,\frac{C_L^2}{\pi A e} \tag{4.12}$$

Un ala con distribución de sustentación elíptica sería la que tendría una resistencia inducida menor. El ala de tipo elíptico es la que tiene la forma en planta ideal en aerodinámica subsónica, presentando el inconveniente de ser más difícil su construcción.

4.7. MEDIOS PARA DISMINUIR LA RESISTENCIA INDUCIDA

Los parámetros o dispositivos que influyen en la resistencia inducida y sobre los que se puede actuar para disminuirla son:

- El alargamiento.
- Placas en las puntas de las alas.
- Depósitos de punta de ala.
- Winglets.
- Forma del borde de las puntas de las alas.
- Carga por envergadura.
- Torsión.

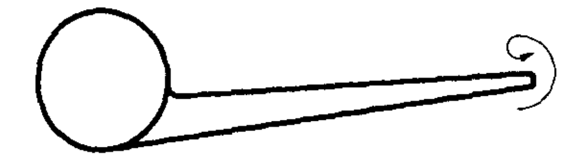
De la ec. 4.11 se deduce que cuanto mayor sea el valor del alargamiento A, menor será el valor de la resistencia inducida, siendo tanto más efectiva la reducción cuanto mayor sea el valor de C_L. Si un avión está proyectado para volar con C_L pequeños, C_{Di} será pequeña sin necesidad de que el alargamiento sea grande; por otro lado, un valor grande de A significa una gran envergadura, y por tanto, un aumento en el peso estructural.

Para varias alas diferentes, pero con el mismo valor del alargamiento, la que presentaría el mínimo valor de la resistencia inducida sería la que proporcionase una distribución de sustentación elíptica.

Un modo de disminuir la resistencia inducida es mediante la colocación de placas verticales en las puntas de las alas o con depósitos de punta de ala, ya que de este modo se reduce la intensidad de los torbellinos de punta de ala, el efecto que se consigue es equivalente al de un aumento del alargamiento.

Una mayor efectividad se consigue con los winglets, cuyo uso se ha extendido considerablemente y de los que se tratará en 5.8.

La forma del borde de las puntas de alas tiene una gran importancia en la distancia al mismo a la que se desprenden los torbellinos, y por tanto en la resistencia inducida, ya que cuanto más cerca de la punta menor es el valor de la resistencia. Con este fin se utilizan alas con las puntas cortadas perpendicularmente al plano de las mismas y también con el corte biselado, fig. 4.17, en ambas los torbellinos de punta de ala se desprenden tan en el extremo como es posible. Con el mismo objetivo de disminuir la resistencia



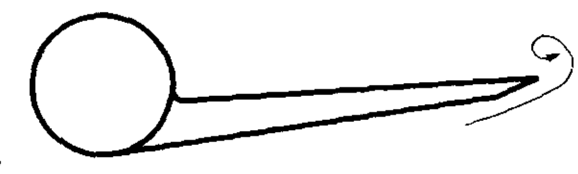


Fig. 4.17

inducida se están haciendo intentos de colocar aletas en las puntas semejantes a las plumas que tienen los pájaros en los extremos de las alas.

Otro medio consiste en proyectar el avión de forma que la carga por envergadura (*wing span loading*), W/b^2, sea lo menor posible.

El anterior criterio, es en cierto modo otra forma de utilizar el valor del alargamiento. Si sustituimos el valor de C_L obtenido de la ec. 3.8 que da la sutentación en vuelo horizontal

$$C_L = \frac{W}{qS}$$

en la ec. 4.12, teniendo en cuenta que $A\,S = b^2$, queda como valor de la resistencia inducida

$$D_i = \frac{W}{\pi A e}\left(\frac{W}{qS}\right)^2 = \frac{W^2}{\pi A e q S} = \frac{W^2}{\pi e q b^2}$$

$$D_i = \frac{\left(\frac{W}{b^2}\right)}{\pi\, e\, q} \qquad (4.13)$$

ecuación que expresa: *Para una determinada presión dinámica q, la resistencia inducida por unidad de peso D_i/W, es tanto menor cuanto menor sea la carga por envergadura, W/b^2.*

La carga por envergadura es un factor de importancia en aviones reactores subsónicos cuya utilización vaya a ser en campos de pistas cortas.

En general todo aquello que contribuya a que la distribución de presiones a lo largo del ala sea lo más próxima a una de tipo elíptico disminuye la resistencia inducida.

Se puede llegar a una distribución aproximada a la elíptica tanto con torsión geométrica, como con una selección adecuada de la curvatura a lo largo de la envergadura (torsión aerodinámica).

La torsión cambia la circulación a lo largo del ala así como la distribución de los torbellinos de punta de ala, aproximándolos a aquellos que tendría un ala con distribución de sustentación elíptica.

Una torsión adecuada no sólo retrasa la pérdida en las puntas sino que también disminuye la resistencia inducida.

Con un estrechamiento moderado, del orden de 0,5, se puede conseguir una distribución de presiones muy parecida a la elíptica y poca resistencia inducida.

Conclusión: Una buena aproximación a la distribución de presiones elíptica, $e = 1$, se puede conseguir con una combinación adecuada de estrechamiento y torsión.

También se puede disminuir la resistencia inducida cuando vuelan varios aviones juntos utilizando *la formación en V.* Si se sustituye cada uno de los aviones por su sistema de torbellinos en forma de herradura, formado como sabemos por el torbellino ligado y los dos de punta de ala, obtenemos una configuración como la de la fig. 4.18.

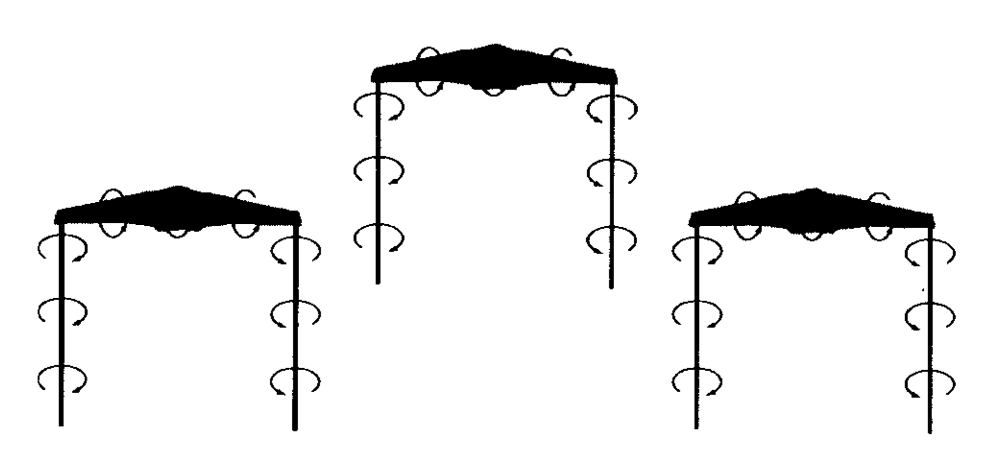


Fig. 4.18.

La influencia de los torbellinos del resto de los aviones sobre uno cualquiera de ellos, se compone de deflexiones de la corriente hacia arriba (upwash) y hacia abajo (downwash), pudiendo demostrarse que en cualquiera de los aviones el resultado neto es de una deflexión hacia arriba. Estas deflexiones hacia arriba reducen las velocidades hacia abajo inducidas por el avión considerado y por tanto su resistencia inducida, y como consecuencia de ello la potencia necesaria para mantener una velocidad.

El vuelo de pájaros con formación en V es un ejemplo en la naturaleza de este efecto, cada ave obtiene el beneficio de la deflexión de la corriente hacia arriba de las que tiene a su lado.

4.8 CURVA POLAR

Recordando lo expuesto en 3.9, el coeficiente de resistencia total viene dado por:

$$C_D = C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \qquad [4.14]$$

donde C_{Dp}, es el coeficiente de resistencia parásita independiente de la sustentación (hipótesis posible gracias a la introducción del factor de eficiencia *e*), y que por tanto mantendrá su valor constante incluso con sustentación nula, o si se prefiere con $C_L = 0$, por este motivo a veces también se denomina C_{D0} al valor de C_{Dp}.

Recordando (fig. 3.12), la forma en que C_L dependía del ángulo de ataque, y la de C_D (fig. 3.14), se puede dibujar la curva de C_L en función de C_D, que se denomina *polar*, y la representamos en la fig. 4.19, así como cada uno de los componentes C_{Dp} y C_{Di} del coeficiente de resistencia total C_D.

Un valor muy importante en las actuaciones del avión es el del cociente $\frac{C_L}{C_D}\left(\text{igual a } \frac{L}{D}\right)$ llamado fineza, y que representaremos por *f*.

La expresión 4.14, al ser para un determinado avión fijos los valores de *A* y *e*, hace que se pueda escribir, siendo *k* constante, como

$$C_D = C_{Dp} + kC_L^2 \qquad [4.15]$$

que es la ecuación de una parábola, por este motivo a las curvas de las figs. 4.19 o 4.20 se las suele denominar *polar parabólica*.

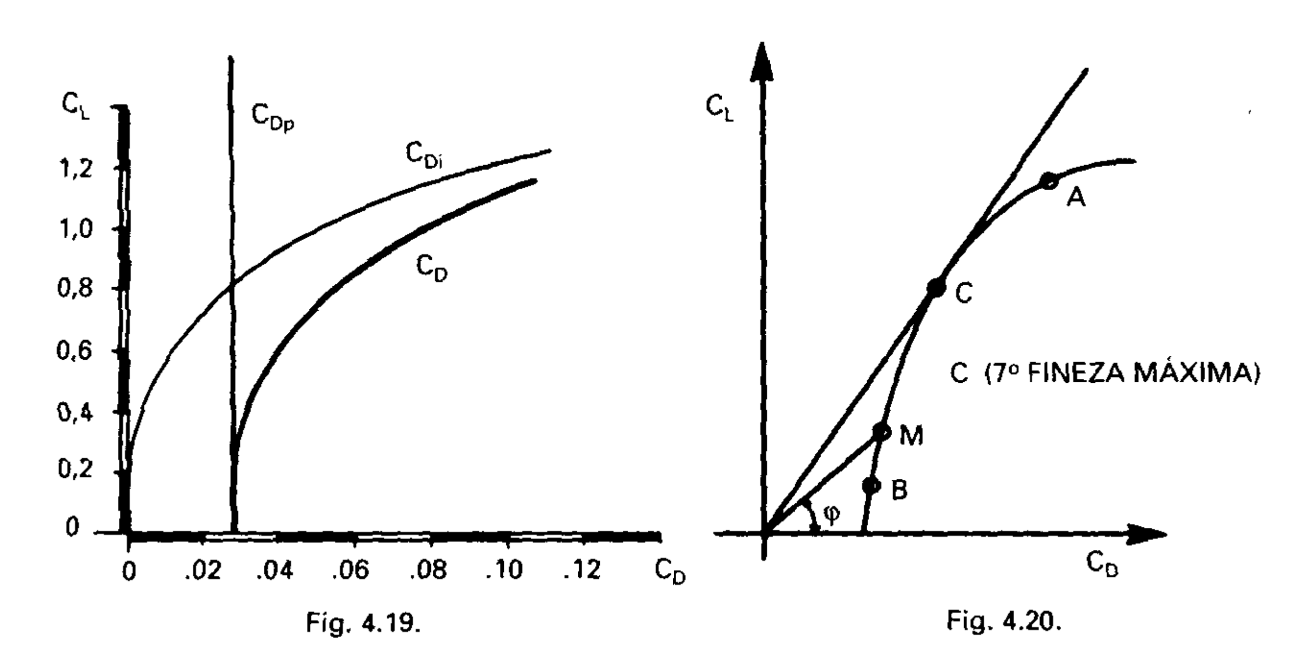


Fig. 4.19. Fig. 4.20.

En la polar dibujada en la figura 4.19, podemos observar que si unimos un punto de la curva, *M*, con el origen, la tangente del ángulo mide precisamente el valor de la fineza ya que

$$tg\ \varphi = \frac{C_L}{C_D} = f$$

Cuando se vuela con mucho ángulo de ataque por ejemplo 20°, sabemos que C_L tiene un valor elevado, punto *A* de la polar; con ángulo de ataque pequeño, 3°, C_L sería pequeño por ejemplo punto *B*. Luego a cada punto de la polar le corresponde un ángulo de ataque.

Un punto muy interesante para las actuaciones del avión es aquel en que el valor de $\frac{C_L}{C_D} = f$ es máximo, para ello deberá ser máxima la tangente desde el origen a la curva, punto *C*. Como puede observarse el ángulo de ataque al cual se consigue fineza máxima es fijo, en este caso 7°.

Este valor de la fineza máxima es importante para algunos problemas de actuaciones como son el máximo alcance, el ángulo mínimo de descenso sin potencia (planeo), etc.

En la fig. 4.21, se representan los valores C_L, C_D y $\frac{C_L}{C_D}$ $\left(\text{que es igual a } \frac{L}{D}\right)$ en función del ángulo de ataque.

Los valores típicos de *L/D* para aviones comerciales pueden estar entre 16 y 20, en los veleros entre 40 y 50 y en algún ala volante alrededor de 60.

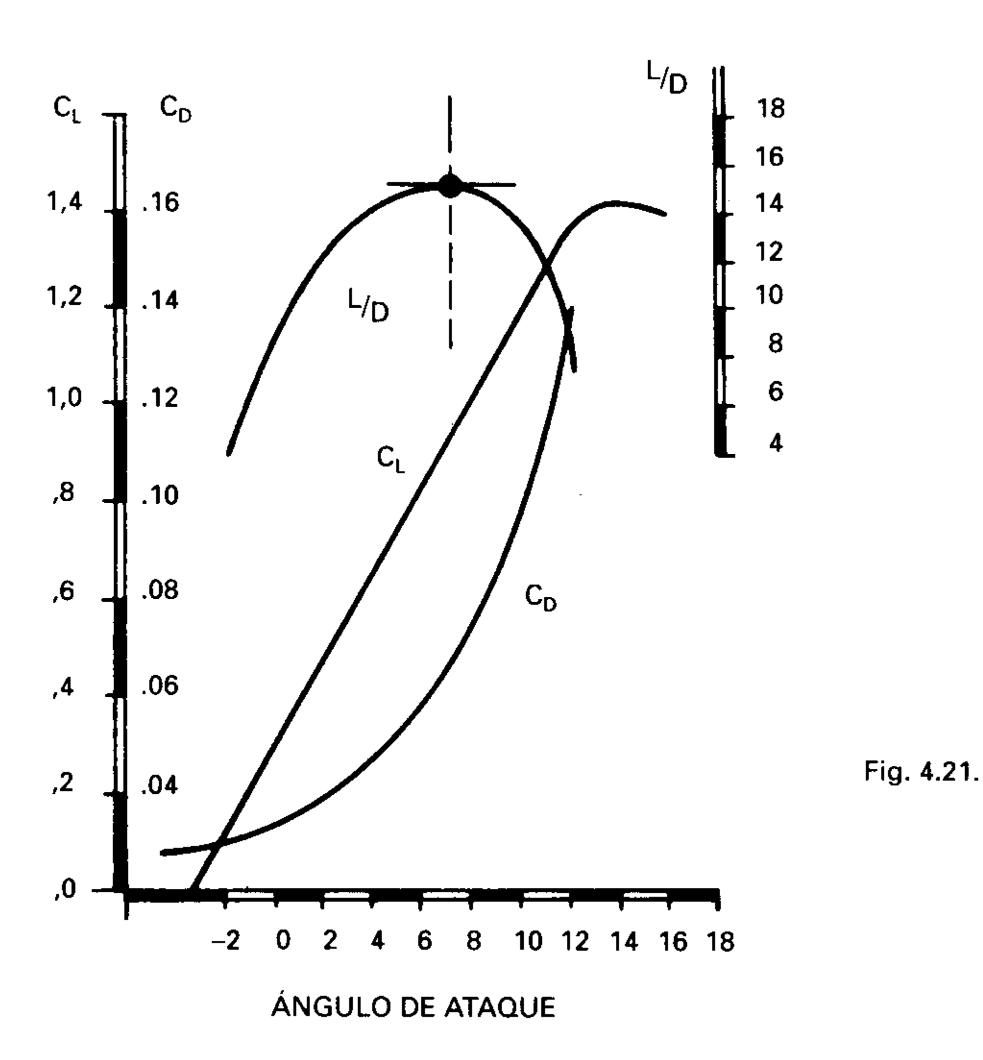


Fig. 4.21.

4.9. VELOCIDAD DE PÉRDIDA

En el capítulo 3 hemos visto el mecanismo de la entrada en pérdida. El coeficiente de sustentación aumentaba progresivamente con el ángulo de ataque hasta que llegaba un momento, a partir de un cierto ángulo de ataque para el que se alcanzaba el coeficiente de sustentación máximo, y la distribución de presiones que originaba la succión sobre el extradós dejaba de existir, desapareciendo la sustentación. El ángulo de ataque al que esto ocurre, no depende de la velocidad en forma apreciable; es decir, *el pérfil entra en pérdida a un cierto ángulo de ataque, no a una velocidad.*

Sin embargo, cuando dejamos de considerar lo que le ocurre al perfil, y consideramos el avión completo, sí podemos hablar de velocidad de pérdida.

El avión para mantenerse en el aire necesita una cierta sustentación, L, que dependerá de la maniobra que efectúe, vuelo horizontal, viraje, subida, etc., (por ejemplo, para vuelo horizontal, la sustentación será igual al peso; en viraje deberá ser mayor que el peso, etc.). Esta sustentación necesaria hemos visto en 3.5, que viene expresada por

$$L = q \cdot S \cdot C_L \quad \text{o bien}$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

recordando la definición de velocidad equivalente, podemos escribir

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_L$$

La sustentación máxima que podremos lograr para una determinada condición de vuelo, por ejemplo, horizontal $L = W$ (peso), será para el máximo del coeficiente de sustentación $C_{L\,máx}$.

$$W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{L\,máx} \quad \text{o bien} \qquad [4.16]$$

$$W = \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_{L\,máx} \qquad [4.17]$$

La velocidad de pérdida despejada de 4.15, será:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{L\,máx}}} \qquad V = \textit{velocidad verdadera de pérdida.} \qquad [4.18]$$

en donde observamos que depende de la densidad del aire ρ. Esto significa, que conforme estemos a una altitud mayor, la densidad disminuirá, y la ve-

locidad (verdadera) de pérdida será mayor; sin embargo, utilizando el concepto de velocidad equivalente en lugar de velocidades verdaderas, despejando de 4.17 nos encontramos con:

$$V_e = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho_o \cdot S \cdot C_{L\,máx}}} \qquad V_e = \textit{velocidad equivalente de pérdida.} \qquad [4.19]$$

en donde ρ_0 es un valor fijo (densidad del aire a nivel del mar, y atmósfera tipo), de donde deducimos que *la velocidad equivalente de pérdida es un valor fijo e independiente de la altitud, para cada peso del avión*.

Esto no quiere decir que la pérdida no pueda presentarse a una velocidad equivalente superior para un peso determinado; recordemos que el caso expuesto era para vuelo horizontal, en donde la sustentación es igual al peso, en un viraje (como veremos en el cap. 6) se necesita una sustentación superior al peso, luego en este tipo de maniobra, y cualquier otra en que se verifique la condición anterior, las velocidades equivalentes de pérdida serán superiores a las de vuelo horizontal (y por supuesto, las velocidades verdaderas también).

La velocidad equivalente de pérdida dada por la ec. 14.19 también puede escribirse así:

$$V_e = \sqrt{\frac{2\frac{W}{S}}{\rho_0 S C_{Lmáx}}} \qquad [4.20]$$

el cociente del peso del avión entre la superficie alar, *W/S*, se denomina *carga alar*, factor muy utilizado en las actuaciones del avión, como se ve cuanto mayor es la carga alar mayor es la velocidad de pérdida. Realmente es la carga alar quien determina la velocidad de pérdida de un avión.

4.10. EFECTOS DE LA FORMA EN PLANTA DEL ALA

Anteriormente en 4.7 hemos visto algunos efectos de la forma en planta del ala sobre la resistencia inducida, pasamos ahora a estudiar su influencia sobre:

- Las características de entrada en pérdida.
- Las pendientes de la curva de sustentación y de la polar.

Las características deseables de un avión respecto a la entrada en pérdida son:

- Que el piloto tenga un aviso previo de que la misma está próxima.

- Que se produzca de forma progresiva, que no sea brusca.
- Que empiece primeramente por la zona del encastre, no por las puntas.
- Que una vez producida no provoque una barrena.

Lo más deseable es que empezando en la zona del encastre se propague de forma progresiva hacia las puntas, de este modo cuando empieza la pérdida se tiene mando lateral, ya que éste lo producen los alerones, y éstos están situados en las puntas de las alas.

En la fig. 4.22 se representa como sería la distribución de fuerzas a lo largo de la envergadura de un ala de tipo elíptico, observando que también es elíptica. Si dividiesemos la fuerza en una sección del ala por la superficie de dicha sección nos encontraríamos con que tendríamos el mismo valor a lo largo de la envergadura. Cerca del encastre la fuerza es grande y también lo es la sección, hacia las puntas de las alas la fuerza es pequeña y la sección también lo es, de forma que el cociente permanece *cte*.

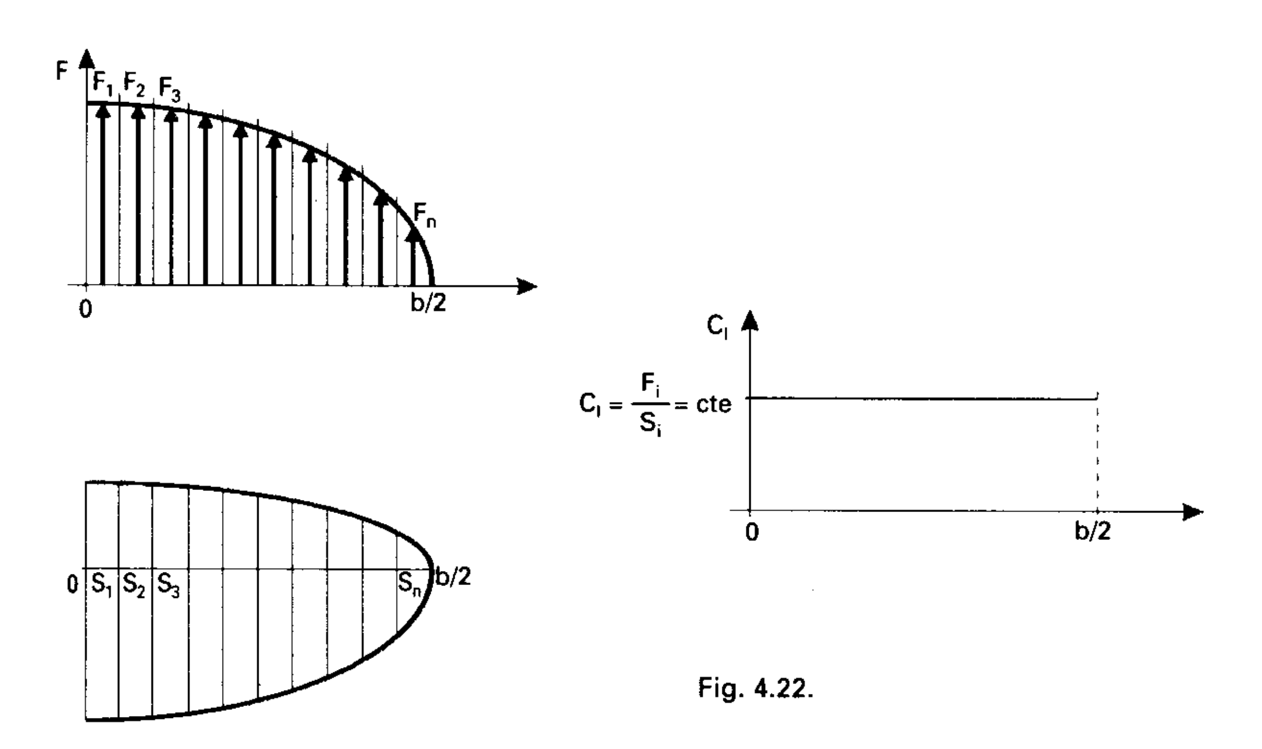


Fig. 4.22.

En un ala elíptica cada sección trabaja exactamente de la misma forma, con el mismo coeficiente de sustentación local, c_l, produciendo la misma deflexión de la corriente hacia abajo a lo largo de la envergadura por detrás del ala y originando la mínima resistencia inducida.

La relación entre el coeficiente de sustentación local c_l y el del ala C_L es, por tanto, la unidad, c_l/C_L=1, a lo largo de la envergadura, lo que no ocurre en ningún otro tipo de planta de ala.

El mérito de una forma en planta de ala se evalúa por la proximidad a la elíptica tanto de su distribución de c_l como de su deflexión de la corriente hacia abajo.

En la fig. 4.23 se representa como sería el cociente c_l/C_L para diversos tipos de forma en planta de ala.

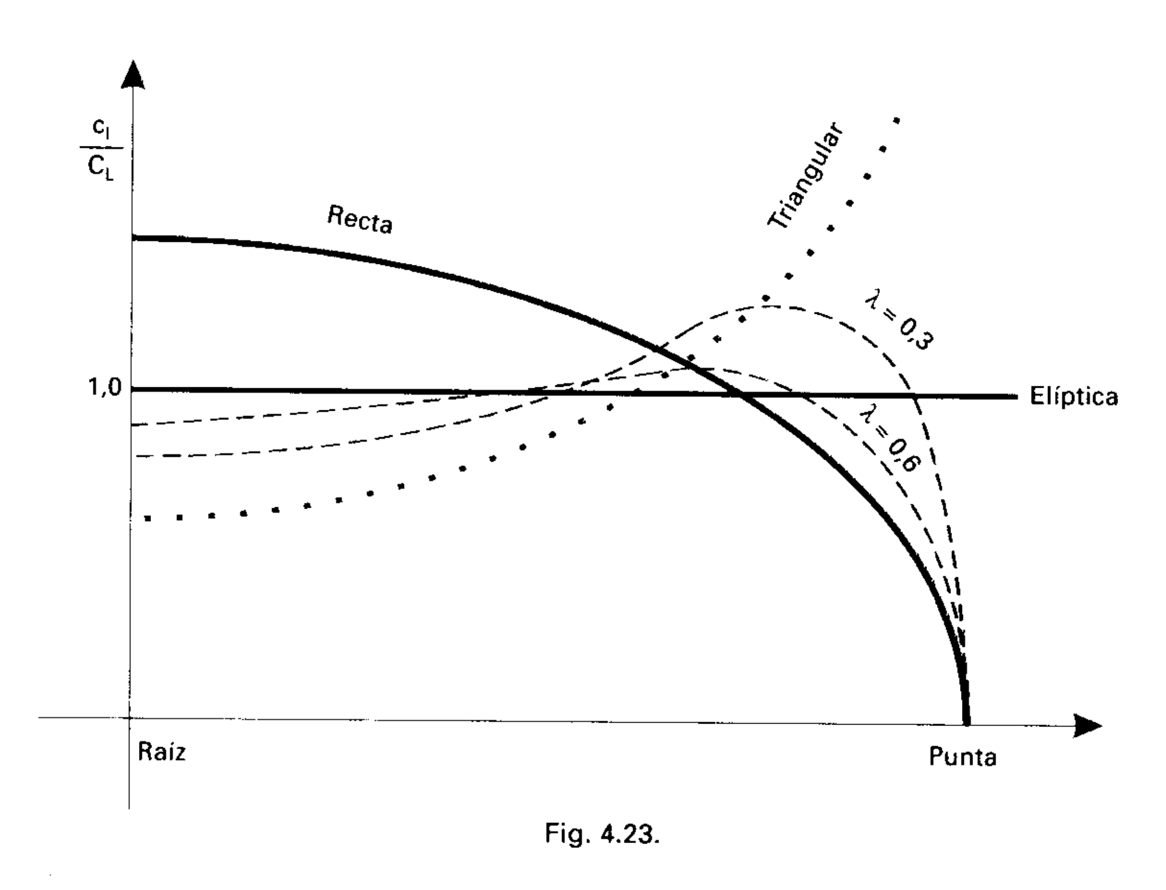


Fig. 4.23.

La pérdida se origina en la proximidad de aquellos puntos en los que el coeficiente de sustentación local o c_l/C_L es máximo.

En la fig. 4.24 se representan diversos tipos de entrada en pérdida correspondientes a varias formas en planta del ala. La pérdida empieza en los puntos de la envergadura donde existe un mayor coeficiente de sustentación local.

El ala de tipo elíptico tiene un coeficiente de sustentación local, c_l, constante a lo largo de toda la envergadura, luego todas las secciones empezarían a entrar en pérdida al mismo ángulo de ataque y al mismo tiempo. Este tipo de ala presenta los inconvenientes de: pérdida de efectividad de los alerones en las proximidades de la pérdida, poco margen de aviso de que ésta va ocurrir y dificultad de construcción.

Un ala rectangular:

– Produce unos torbellinos de punta de ala muy intensos.

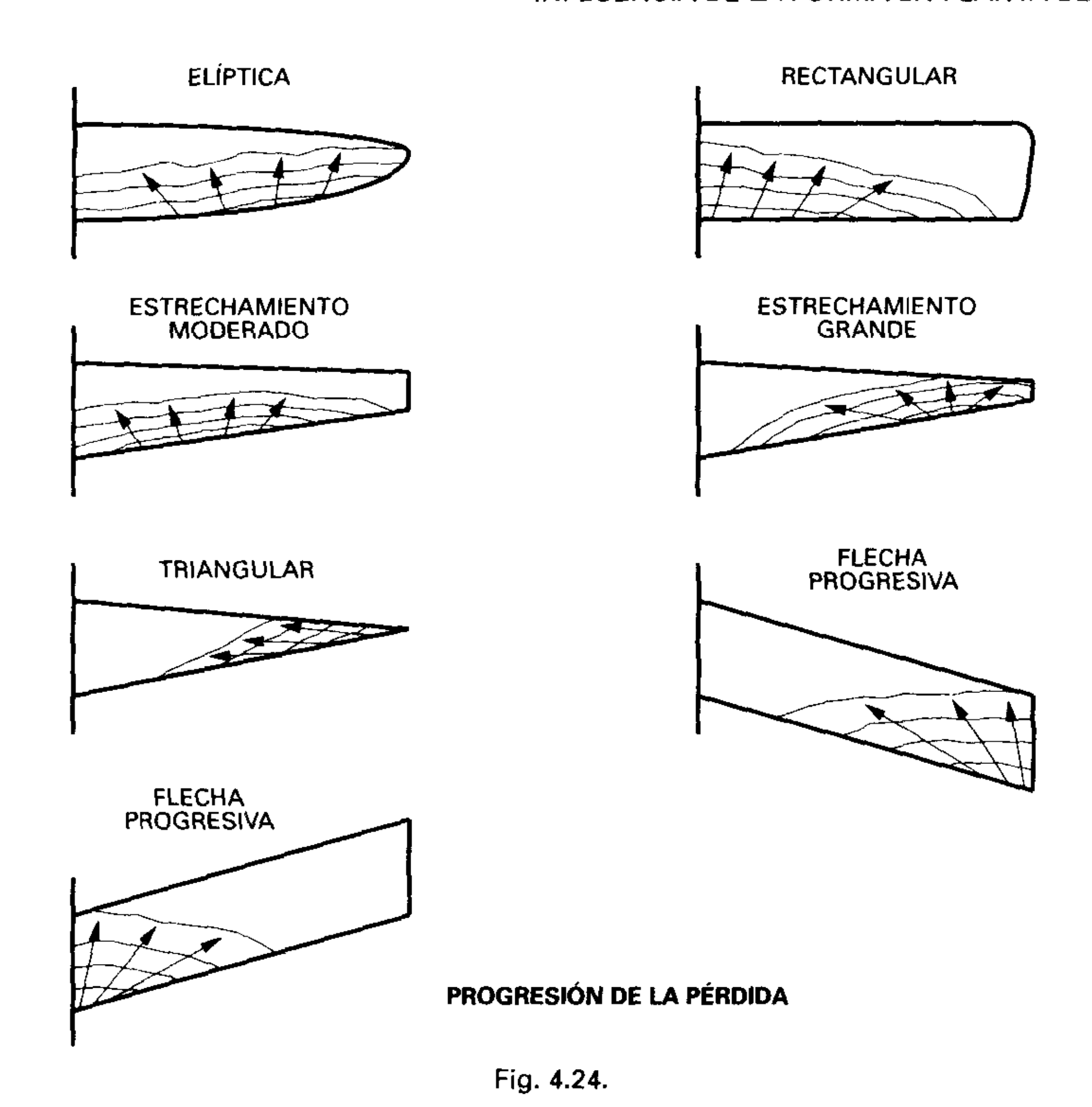


Fig. 4.24.

- Una deflexión de la corriente detrás del ala hacia abajo, pequeña en el centro y grande en las puntas.
- Ángulo de ataque inducido de valor pequeño en el centro y grande en las puntas.
- Por lo anterior presenta un ángulo de ataque local α_0 grande y un coeficiente de sustentación local grande en el centro y pequeño en las puntas.
- Como conclusión la pérdida empieza en el centro y va progresando hacia las puntas.
- Presenta las ventajas de buenas características de entrada en pérdida y de construcción simple y económica. Tiene la desventaja de una resistencia inducida grande.

En las alas con estrechamiento hay que distinguir si éste es de valor moderado o grande. La zona de la envergadura de entrada en pérdida depende en gran forma del estrechamiento.

Las alas con un estrechamiento moderado, del orden de 0,5, tienen una distribución de presiones que se aproxima mucho a la elíptica, con un tipo de entrada en pérdida parecido.

Las alas con un valor grande del estrechamiento tienen su coeficiente máximo de sustentación local prácticamente en las puntas de las alas, lo que hace que tiendan a entrar primero en pérdida por las puntas.

Como caso extremo de estrechamiento estaría el ala en punta, ala triangular, ($\lambda = 0$), que no tiene ninguna aplicación práctica en aviones subsónicos. La punta de las alas siempre estaría en pérdida.

La flecha produce efectos similares a un aumento del estrechamiento: aumenta la resistencia inducida y hace que tienda a entrar en pérdida primero por las puntas de las alas.

Esta tendencia de las alas en flecha a entrar primero en pérdida por las puntas se agrava cuando además tiene estrechamiento. Tanto las alas con mucho estrechamiento como con mucha flecha presentan gran resistencia inducida.

Las alas en delta tienen algunas de las mismas características de las alas en flecha sin incurrir en los defectos de la pérdida en las puntas, tienen interés en aviones de alta velocidad.

En algunos tipos de ala en delta muy esbelta, el ángulo de ataque al que entrarían en pérdida es tan grande, que ésta no se produciría a ángulos de ataque correspondientes a actitudes normales.

Para evitar la pérdida inicial en las puntas, se puede utilizar también la torsión; bien geométrica, de forma que los perfiles de las puntas tengan un ángulo de ataque menor que los del centro, o bien aerodinámica.

También pueden utilizarse con este fin ranuras de b.a. en la región de las puntas de las alas donde están situados los alerones.

La deflexión de los flaps de b.s. afecta a la distribución de presiones aumentando el coeficiente de sustentación local en la zona donde están situados, por este motivo, estas zonas tenderán a entrar en pérdida primero, además el ángulo de ataque de entrada en pérdida en esas zonas es ligeramente menor como se verá en el cap. 5, también en ese capítulo y en el 8 estudiaremos otros dispositivos que influyen en la pérdida como: vortilones, placas separadoras verticales (fences), dientes de perro, cortadura de sierra, etc.

En cuanto al efecto de la forma en planta sobre las pendientes de las curvas de sustentación y de la polar, en la fig. 4.25 observamos como aumenta la pendiente de la curva de sustentación conforme mayor es el alargamiento, el caso extremo sería el de corriente bidimensional, alargamiento infinito, la pendiente tendría mayor inclinación todavía que la de $A = 20$.

El efecto que produce el que el ala sea finita es reducir la pendiente de la curva de sustentación.

En la fig. 4.26 observamos como influye la flecha sobre la curva de sustentación, obsérvese la disminución de C_L para un mismo ángulo de ataque así como el mayor ángulo de ataque de entrada en pérdida.

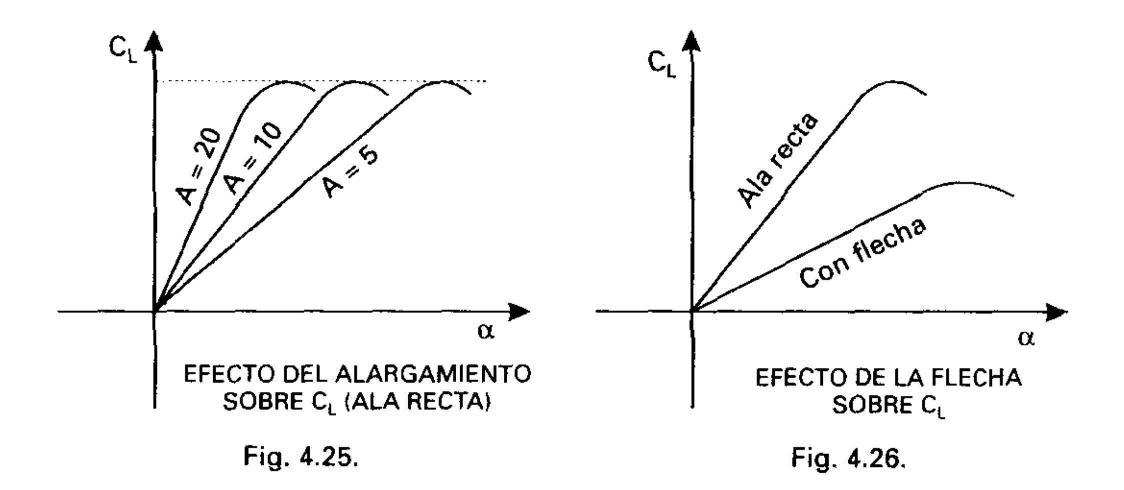


Fig. 4.25. Fig. 4.26.

En la fig. 4.27 se representa la influencia del alargamiento sobre la polar. La pendiente de la polar disminuye conforme disminuye A, o si se prefiere aumenta la resistencia debida a la sustentación (inducida). También puede observarse que la fineza máxima es mayor cuanto mayor es el A.

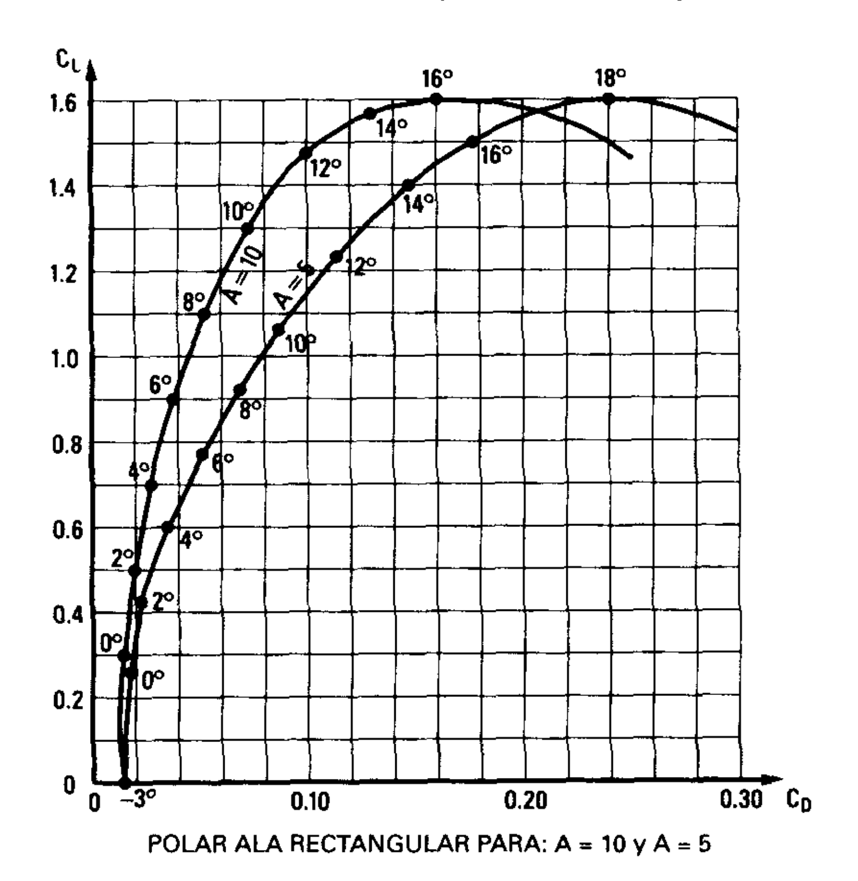


Fig. 4.27.

4.11. INFLUENCIA DEL NÚMERO DE REYNOLDS EN LOS COEFICIENTES

Normalmente, el número de Reynolds, que según hemos visto en 2.18, era

$$RN = \frac{Velocidad \cdot densidad \cdot longitud}{Coeficiente\ de\ viscosidad}$$

, se suele expresar para un avión tomando como longitud característica la cuerda:

$$RN = \frac{V \cdot \rho \cdot C}{\mu} = \frac{V \cdot C}{\nu}$$

A título de ejemplo, supongamos un avión volando a M = 0,8 a 40.000 ft y una sección de ala de 9 m de longitud. Suponiendo la atmósfera tipo, la velocidad verdadera será de 458,7 kt, equivalente a 236 m/s, y el coeficiente cinemático de viscosidad $4{,}7.10^{-5}$ m²/s, por tanto:

$$RN = \frac{236 \cdot 9}{4{,}7} \cdot 10^{5} \cong 45.10^{6}$$

Con este valor del *RN* la capa límite será turbulenta en la mayor parte del ala. El *RN* con la misma velocidad y a nivel del mar donde el coeficiente cinemático de velocidad es unas 3,2 veces menor, es del orden de 14.10^{6}, con este valor, también gran parte del ala tendrá capa límite con flujo turbulento.

Los efectos que produce la variación del *RN*, se puede decir en general, que son los siguientes:

1.° El valor del $C_{Lmáx}$ aumentará con el *RN*.

2.° El valor del C_D disminuye conforme *RN* aumenta.

3.° El valor del C_M permanece prácticamente invariable.

Esta variación de las características aerodinámicas con el *RN* se suele denominar *efecto de escala* y son de gran importancia desde el punto de vista de comparación de los datos obtenidos en los túneles aerodinámicos sobre modelos a escala con las características reales del avión.

Dos corrientes son similares si el RN es el mismo para ambas, por ejemplo, el C_D para un cuerpo de 12 m de longitud en una corriente de velocidad 100 m/s es el mismo que para un cuerpo de 24 m de longitud a una velocidad de 50 m/s, si ambos tienen la misma forma.

4.12. DETERMINACIÓN DE LA VELOCIDAD DE PÉRDIDA

Sabemos que la velocidad de pérdida, V_S, expresada en EAS, depende sólo del peso del avión para cada configuración (Vid. 4.9). Naturalmente hablamos de la pérdida de baja velocidad.

Las normas especifican las condiciones con las que deben efectuarse las pruebas para la determinación de la V_S para cada configuración y peso. Las condiciones se pueden resumir así:

- Empuje (tracción) nulo, o con el mando de gases en la posición de ralentí de vuelo caso de que el empuje (tracción) resultante no tenga efecto sobre la V_S.
- Controles del paso de la hélice (cuando sea aplicable) de modo que proporcionen tracción nula.
- Posición más desfavorable del c. de g.

La posición más desfavorable del c. de g. es la más adelantada, algunos aviones pueden entrar en pérdida a una velocidad del orden de 4 kt. menos con el c. de g. en la posición más retrasada respecto a la más adelantada. El motivo es porque, en dicha posición adelantada, la fuerza en la cola horizontal va dirigida hacia abajo, y es mayor que en cualquier posición más retrasada y, por tanto, mayor debe ser también la sustentación que produce el ala.

(A) La velocidad de pérdida V_S (en CAS) se determina con la siguiente maniobra:

Partiendo de una posición en la que el avión está compensado en vuelo rectilíneo, con una velocidad comprendida entre 1,2 V_S y 1,4 V_S:

Se actúa sobre la palanca de modo que la velocidad disminuya a razón de 1 kt por segundo.

Tiene importancia el valor de la deceleración de 1 kt por segundo, ya que si se decelera más rápidamente el valor de V_S sería menor debido a la inercia del avión.

El momento de la pérdida se define como aquel en el que ocurre alguna de las siguientes condiciones:

- Un movimiento no ordenado por el piloto de caída de morro, que puede venir acompañado de una caida de ala y que no puede ser interrumpido inmediatamente. La máxima inclinación lateral entre el momento de la pérdida y el momento en que se recupera de ella no debe exceder de 20°.
- Bataneo severo de tal magnitud que evita con efectividad que el piloto continúe reduciendo la velocidad.
- El timón de profundidad alcanza su tope superior, por lo que es imposible seguir aumentando el ángulo de cabeceo durante un corto período de tiempo.
- Punto en el que se dispara el dispositivo de prevención de la pérdida (*stick pusher*).

Durante esta maniobra no deben producirse encabritamientos anormales del avión, debiéndose recobrar el avión de la pérdida mediante el uso de los controles de vuelo y la palanca de empuje (potencia).

Lo expuesto anteriormente, en líneas generales, es normativa común tanto a las FAR como a las JAR. En las JAR, existe actualmente una diferencia respecto a las FAR (JAR 25.103) consistente en que la velocidad de pérdida es la mayor de la expresada anteriormente en (A) o en el párrafo (B) que sigue.

(B) El 94% de la velocidad de pérdida a 1 g, V_{S1g}. La velocidad V_{S1g}, es aquella velocidad a la que el avión puede desarrollar una sustentación normal a la trayectoria igual al peso. El motivo de la introducción de este concepto proviene del hecho de que en muchos aviones modernos el valor del $C_{Lmáx}$ no está claramente definido, la curva del C_L en función del ángulo de ataque es muy plana en las proximidades de la pérdida, y a partir de ese valor

de $C_{Lmáx}$ disminuye muy suavemente, habiéndose logrado volar a velocidades inferiores correspondientes al $C_{Lmáx}$.

Es probable que en un futuro próximo tanto las FAR como las JAR definan exclusivamente la V_{S1g} como referencia para todas las velocidades de operación y su denominación será velocidad de referencia de pérdida (*stall reference speed*), V_{SR}.

En las programaciones de pruebas de pérdida se analizan las siguientes fases:

- Acercamiento a la pérdida.
- Modo en que se inicia.
- Comportamiento posterior.
- Recuperación.

En cada una de estas cuatro fases se estudia:

- La tendencia a entrar en barrena.
- La velocidad.
- La velocidad vertical de descenso, *R/C*.
- El comportamiento alrededor de cada uno de los tres ejes del avión.
- La forma más efectiva de recuperación.

4.13. RECONOCIMIENTO DE LA PÉRDIDA

La pérdida ocurre cuando se alcanza el ángulo de ataque de $C_{Lmáx}$, se desprende la capa límite cerca del b.a. y la sustentación disminuye rápidamente y *puede ocurrir a cualquier velocidad, en cualquier altitud y con cualquier ajuste de potencia o empuje*.

El reconocimiento de que el avión se aproxima a la pérdida se puede efectuar por medio de los sentidos: la vista, el oído y el tacto.

Aunque el avión puede entrar en pérdida en cualquier actitud, la visión puede ser útil en el caso de que la pérdida provenga de alguna actitud no usual del avión.

La intensidad y tono del sonido es una buena indicación de la variación en magnitud y dirección de la velocidad del aire. Cuando la pérdida empieza los ruidos asociados a las vibraciones aumentan considerablemente.

Otro factor importante es la sensación de fuerza en la palanca. Conforme el ángulo de ataque aumenta el avión se vuelve más pesado de morro, siendo necesario ejercer más fuerza tirando de la palanca para evitar que el morro baje, al mismo tiempo que se nota que la presión sobre los mandos es menor y que la respuesta del avión a una acción en la palanca es más lenta. Los dispositivos de compensación del avión (por ejemplo, el trim tab), como se verá en el capítulo 13, puede enmascarar el hecho de que a mayor ángulo de ata-

que el avión es más pesado de morro y se necesita mayor fuerza hacia atrás en la palanca, ya que si se tiene compensado el avión para una velocidad muy baja, es decir un ángulo de ataque muy grande, se está cerca de la pérdida y el piloto no tiene que estar tirando de la palanca. El avión realmente está pesado de morro pero el piloto no lo siente.

La mayor parte de la pérdidas llevan aparejada una considerable disminución de la altitud.

Por último, existen varios tipos de dispositivos cuyo objetivo es avisar de que el avión está próximo a la pérdida y que serán estudiados posteriormente.

Recalcamos otra vez que la pérdida no tiene que estar asociada a una velocidad pequeña, se produce a un ángulo de ataque fijo que se puede alcanzar a velocidades relativamente elevadas cuando el avión está haciendo una maniobra (no está en vuelo rectilíneo y horizontal).

4.14. RECUPERACIÓN DE LA PÉRDIDA

Como la causa de la pérdida es un ángulo de ataque excesivo, lo primero que debe hacer el piloto ante una indicación de pérdida es eliminar dicha causa bajando el morro del avión, para lo cual bien deja de tirar de la palanca con la fuerza que venía ejerciendo para obtener ese ángulo de ataque o bien si estaba con el avión compensado empujar la palanca hacia adelante.

La magnitud de fuerza hacia adelante varía desde una ligera presión en algunos aviones hasta un empujón lo suficientemente fuerte para llevar la palanca completamente adelante en otros. El objetivo es el de reducir el ángulo de ataque pero sólo lo suficiente para recuperar la sustentación.

Si se empuja excesivamente para lo que el avión necesita podría retrasarse la recuperación.

En segundo lugar se debe aplicar la máxima potencia permisible, moviendo la palanca de gases rápidamente y de forma suave, para reducirla después cuando se haya recuperado de la pérdida. Cuanto mayor sea la potencia aplicada menor será la altitud que se pierde.

Por último utilizar los mandos para situar al avión en vuelo rectilíneo y nivelado.

Si después de una pérdida o barrena, durante el proceso de recuperación, el piloto intenta volver a la condición de vuelo horizontal y nivelado demasiado rápidamente, puede ocurrir que una vez que el avión ha bajado el morro y ganado algo de velocidad, pero no la suficiente, si tira de la palanca demasiado pronto para situar al avión en vuelo horizontal, se podría producir

otra vez la pérdida, denominada ésta, *pérdida secundaria*, el proceso de recuperación es el mismo que en la primera.

4.15. PÉRDIDAS SIN Y CON POTENCIA

La pérdida sin potencia se practica para simular la que se podría producir accidentalmente en el aterrizaje, por tanto, la configuración será la de aterrizaje: flaps de aterrizaje y tren fuera. Con el avión en esta configuración y manteniendo la altitud constante, se van disminuyendo gases hasta el ralentí (o la potencia especificada para aproximación), y cuando se alcanza la velocidad de aproximación se baja el morro suavemente manteniendo la velocidad y actitud de aproximación, a partir de esa posición se empieza suavemente a levantar el morro hasta llegar a la pérdida, que se manifiesta, bien por un régimen de descenso, *R/D*, elevado, bien por caída incontrolada del morro o bien por un bataneo.

La recuperación se efectúa reduciéndo el ángulo de ataque, cediendo palanca hacia adelante y metiendo máxima potencia, lo que hará bajar el morro, pero sólo lo necesario para recuperar la velocidad, volviendo a la actitud de vuelo rectilíneo y nivelado. Puede ser necesario meter pie derecho para contrarrestar los efectos de meter potencia.

También se pueden practicar pérdidas sin potencia en virajes moderados simulando el viraje base para la aproximación final, procurando que se efectue a una velocidad angular constante y coordinado, hasta que ocurra la pérdida. El proceso de recuperación puede ser el descrito anteriormente procurando mantener un rumbo determinado.

Es recomendable la práctica de recuperaciones de pérdidas sin potencia, con y sin aplicar potencia.

Las pérdidas con potencia simulan las que podrían ocurrir en el despegue (subida inicial), por tanto con el avión en configuración de despegue se disminuye lentamente la velocidad del avión hasta la velocidad de despegue (o de subida) metiendo entonces potencia de despegue (o de subida), una vez con el avión en actitud de subida, se va levantando muy suavemente el morro hasta que ocurra la pérdida. La recuperación se efectúa cediendo rápidamente palanca hacia adelante para disminuir el ángulo de ataque, aumentando la potencia hasta la máxima permitida (caso de que ya no estuviera en esa condición). El morro debe bajar sólo lo necesario para aumentar la velocidad al valor deseado. En el apartado 5.9 se insiste sobre otros aspectos de la pérdida con potencia.

En cualquier caso si se trata de practicar pérdidas es necesario disponer de suficiente altura, asegurarse de que no hay tráfico y procurar no entrar en una pérdida secundaria.

4.16. PÉRDIDAS EN SUBIDAS Y EN DESCENSOS

En una subida con viraje, maniobra que se puede realizar cuando se desea ganar altura rápidamente, p. ej. girando hacia la izquierda, el ala derecha, la de fuera del viraje, tiene un ángulo de ataque mayor que la izquierda, luego si el viraje se efectua a poca velocidad, ángulo de ataque grande, el ala exterior empezaría a entrar en pérdida antes que la derecha, con lo que el avión tendería a salirse fuera del viraje.

Si fuera el caso de un descenso con viraje, también hacia la izquierda, el ala que tendría un ángulo de ataque mayor, y la que entraría antes en pérdida sería la interior, la izquierda, tendiendo el avión a girar hacia dentro del viraje.

4.17. INDICADOR DE ÁNGULO DE ATAQUE

Un sensor de ángulo de ataque (AOA) lo que realmente mide es la dirección del viento relativo.

Existen diversos métodos, aunque prácticamente sólo se suelen utilizar dos: el sensor tipo *aleta* y el de tipo *sonda.*

El sensor tipo aleta es el más directo y consta de dos partes una fija al avión y otra que es una pequeña aleta o perfil, que sobresale de la superficie del avión, pudiendo girar libremente, y se introduce en la corriente libre de aire alineándose con ella. Fig.4.28.

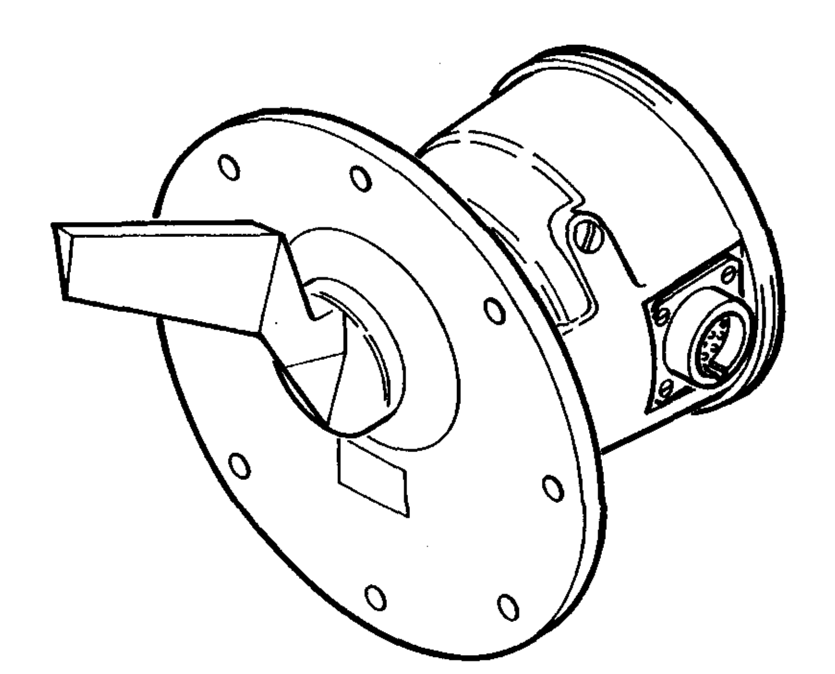


Fig. 4.28.

Su actuación es análoga a la de una veleta: se alinea con la corriente libre de aire.

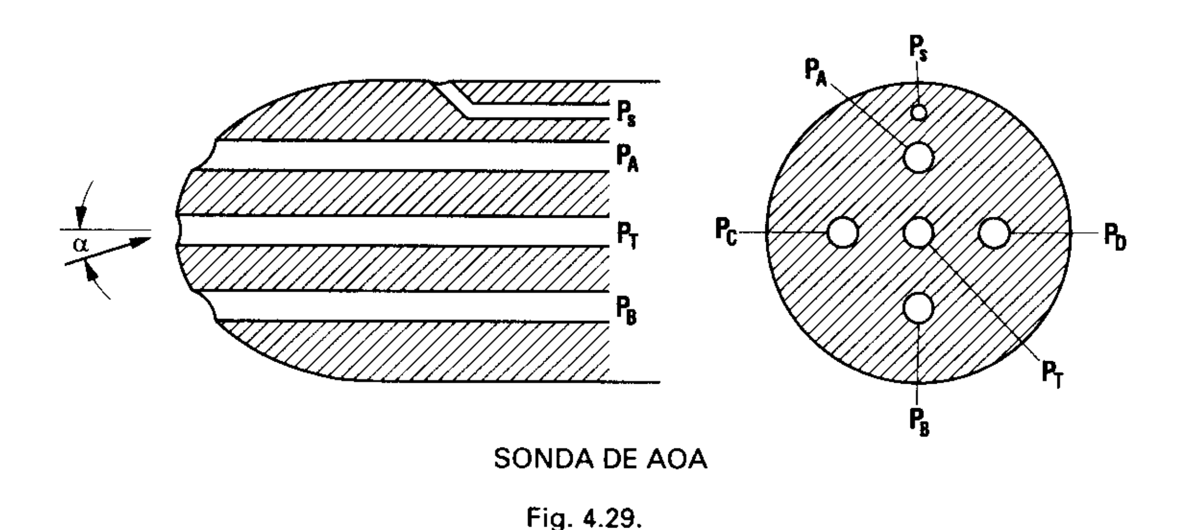
El ángulo que forma con una línea de referencia ligada al avión se convierte por medio de un transductor en una señal eléctrica, que alimenta al indicador de AOA o a cualquier otro sistema del avión que necesite esta información.

Este método presenta inconvenientes por las perturbaciones que el propio avión provoca en las líneas de corriente, lo que puede exigir correcciones al valor del AOA indicado que dependen de datos adicionales. Otro inconveniente es la necesidad de un dispositivo antihielo. La situación de estos sensores así como su reglaje normalmente se determinan mediante ensayos en vuelo.

Hay otro método aún más directo y sencillo de medir el AOA (junto con el ángulo de resbalamiento) y es el del cordón fijado en el morro de un velero.

Un método indirecto de efectuar la medición del AOA es por medio de sensores tipo sonda, fig. 4.29, y están basados en la medida de la diferencia de dos presiones, p_A-p_B, en dos puntos de la superficie esférica o cónica de una sonda.

Esta diferencia de presiones es proporcional al AOA, interviniendo en la relación el número de Mach (por los efectos de compresibilidad) y también el valor del ángulo de resbalamiento β (Vid. 14.1) así como la presión dinámica p_t-p_s, la dependencia de tantos factores no presenta ningún problema para el cálculo del AOA a partir de p_A-p_B con los medios de computación actuales.



SONDA DE AOA

Fig. 4.29.

La sonda puede tener las entradas: p_A, p_B, p_t, p_s, p_C y p_D, sirviendo la diferencia de estas dos últimas para medir el ángulo de resbalamiento β.

Una variación de este segundo método consiste en utilizar la misma superficie del avión para detectar las diferencias de presiones en lugar de la sonda. Las dos superficies más apropiadas para su utilización son el morro del avión y las alas.

Existen otros métodos indirectos basados en la utilización de acelerómetros y se han ensayados algunos basados en tres haces de rayos láser.

4.18. AVISADOR DE PÉRDIDA

Con el fin de prevenir pérdidas inadvertidas, que en su mayor parte provendrían del vuelo en maniobras próximas al aterrizaje o con trayectorias curvas, es necesario suministrar al piloto un aviso claro, inequivoco y fiable,

con un margen adecuado, de que se aproxima al $C_{L\,máx}$. El dispositivo encargado de esta misión se denomina *avisador de pérdida (stall warning)* y debe responder en las diversas condiciones de vuelo tales como, diferentes velocidades, pesos, potencias y configuraciones, y también bajo condiciones de hielo.

Algunos aviones tienen lo que podríamos denominar avisador aerodinámico de pérdida, con el adecuado margen de aviso, a causa del bataneo que se produce en el ala o en la cola, originado por el desprendimiento y posterior adherimiento de la capa límite, y que puede desembocar en sacudidas en la estructura completa del avión, de la palanca o de los pedales. Para aviones que no presentan este bataneo o que tienen poco margen de aviso aerodinámico, es necesario el uso de un avisador de pérdida.

Los avisadores de pérdida pueden transmitir al piloto señales luminosas, sonoras o táctiles. Muy utilizado es el *vibrador de palanca (stick shaker)*, dispositivo que hace vibrar la palanca. Tanto si el aviso de pérdida proviene de las cualidades aerodinámicas del avión (bataneo) como del vibrador de palanca, debe ocurrir, según la normativa de las FAR, a una velocidad un 7% por encima de la de pérdida, como mínimo.

Las JAR modifican ligeramente el valor anterior y exigen que el margen sea de un 5% o de 5 kt CAS, lo que sea mayor.

En un futuro inmediato es muy probable que el valor de la velocidad de aviso de pérdida quede fijada por un margen del 3% sobre la V_{S1g} o de 3 kt CAS, lo que sea mayor.

En la fig. 4.30 se representa cómo varía la velocidad de pérdida en función de la altitud para un peso fijo, en términos de EAS e IAS, la velocidad de comienzo del bataneo y la velocidad de vibración de la palanca V_{SS}. La diferencia entre EAS e IAS de pérdida es la debida a los errores de compresibilidad y posición. Realmente, la EAS aumenta ligerísimamente con la altitud porque hay una pequeña disminución del valor del $C_{Lmáx}$ por efecto de compresibilidad que puede ser del orden de 2 kt o por variaciones en la corriente de aire debido a los dispositivos hipersustentadores.

Como puede observarse, podría ocurrir que a partir de una cierta altitud no fuera necesario el vibrador por ocurrir antes el bataneo. Normalmente, con los dispositivos de flaps de borde de ataque, el bataneo está muy próximo a la pérdida y es necesario el vibrador como avisador de pérdida.

Como sabemos, la V_S depende de la configuración del avión (posición flaps, slats, etc.), por lo que se suelen utilizar las expresiones V_{S1} y V_{S0} que significan:

V_{S0}: Velocidad de pérdida en configuración de aterrizaje.
V_{S1}: Velocidad de pérdida en la configuración que se especifique.

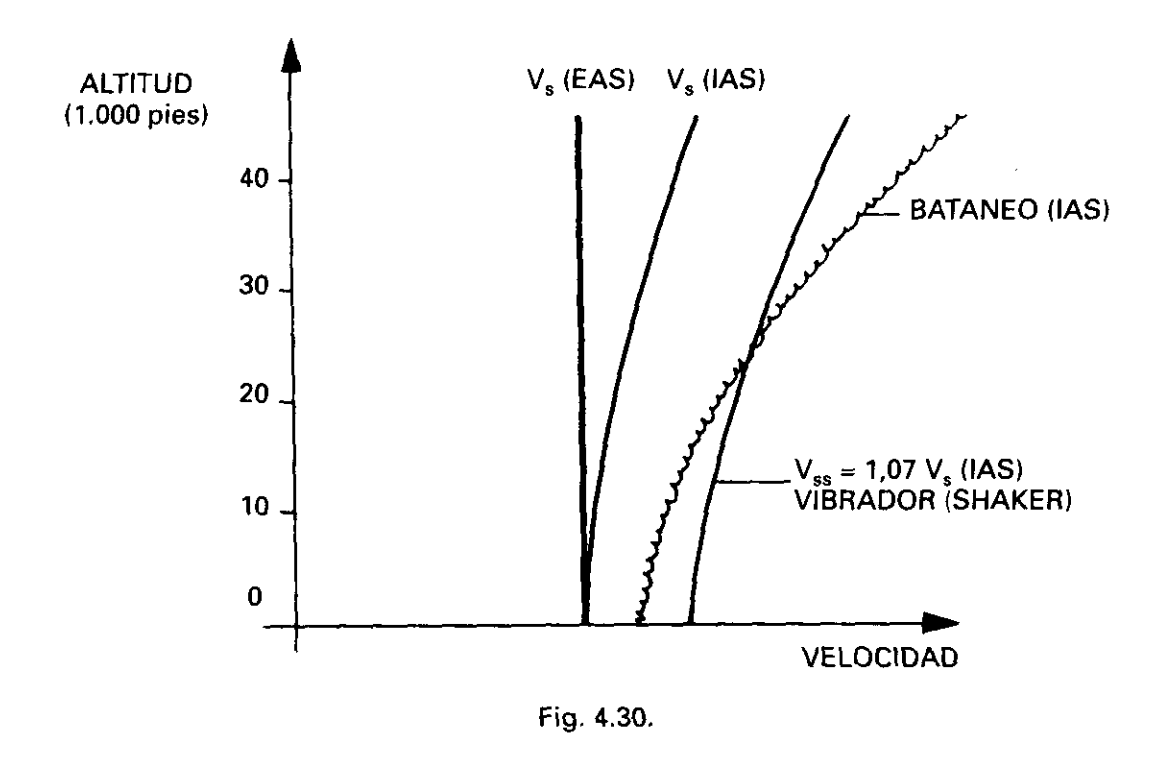


Fig. 4.30.

En general los dispositivos avisadores de pérdida están basados en:

- La separación de la capa límite sobre el ala.
- El movimiento del punto de remanso cerca del b.a.
- Mediciones del ángulo de ataque (AOA).

Los dispositivos que provocan la separación de la corriente, suelen consistir en una tira *(strip)* de borde muy agudo, colocada en el b. a., en una zona del ala, fig. 4.31. Si la tira está bien colocada su borde agudo provoca artificialmente la separación y transforma la corriente en turbulenta, causando en esa zona un bataneo con el margen deseado de aviso de AOA o de V_s, que puede afectar al timón de profundidad y sentirse en la palanca. Una variante puede ser colocar un pitot sobre el ala en la zona de la tira que detectará una caída grande de p_t cuando se desprende la corriente. La tira no debe ser muy

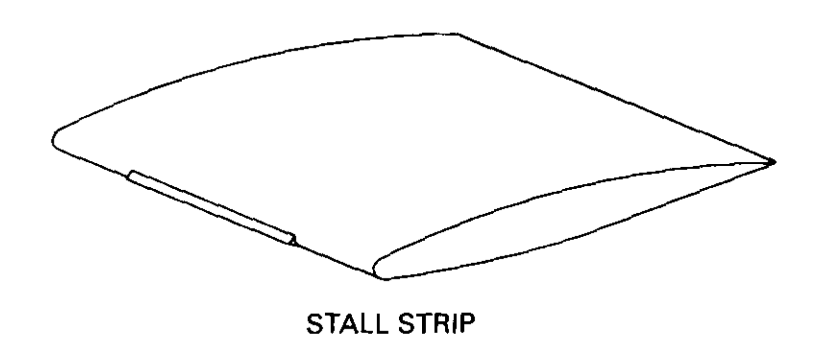
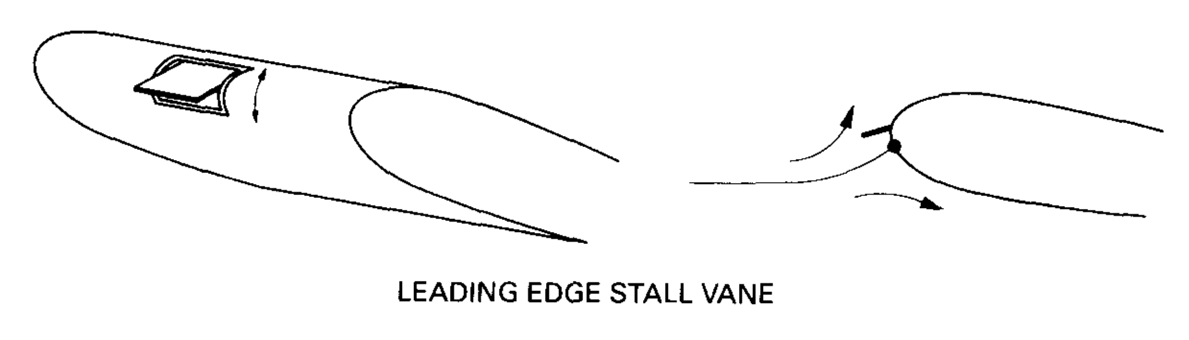


Fig. 4.31.

larga para no deteriorar las actuaciones del avión. A veces estas tiras se colocan en el el centro del ala para que entren en pérdida antes estas secciones que las de las puntas y así no es necesario utilizar torsión, (*stall strips*)

Conforme el ángulo de ataque aumenta, el punto de remanso se desplaza hacia atrás sobre el intradós, basándose en este desplazamiento se utilizan unos dispositivos que suelen consistir en una pequeña aleta o tab, que sobresale de una ranura, y situada en la zona por donde va estar el punto de remanso. Fig. 4.32 (*Leading edge stall warner vane, flapper switch o leading edge tab*).



LEADING EDGE STALL VANE

Fig. 4.32.

Su posición a lo largo del ala se selecciona de modo que a bajos AOA el punto de remanso está por delante de la aleta y ésta queda deflectada hacia atrás contra un retén. Cerca de la pérdida el punto de remanso se mueve hacia atrás, pasando detrás de la aleta, la línea de corriente de remanso pasa ahora hacia el extradós, hacia atrás, y venciendo la acción de un pequeño muelle mueve la aleta hacia adelante, cerrando un circuito eléctrico que actúa el avisador de pérdida. Como se puede observar es un sistema de dos posiciones: abre o cierra un circuito eléctrico, lo que en técnicas digitales se denomina flip- flop. El margen de aviso se puede ajustar por medio de la situación del tab a lo largo de la envergadura y también por la pequeña rigidez del muelle.

Por último, los basados en el AOA. Aunque el AOA de entrada en pérdida es un valor relativamente constante, la complejidad de las alas de algunos aviones modernos hacen que la determinación del momento de la pérdida sea una tarea difícil y a menudo es llevada a cabo por un sistema especial: el avisador de pérdida.

Un sistema de aviso de pérdida tiene como entradas el AOA, posiciones de flaps, spoilers, slats, etc., que son convenientemente procesadas para proporcionar señales audibles, visuales y/o táctiles. Una salida de este sistema puede alimentar también al sistema *empujador de palanca (stick pusher)*.

4.19. FORMACIÓN DE HIELO EN LAS ALAS

El depósito de hielo sobre la superficie del avión recibe el nombre de engelamiento, y se puede producir cuando la temperatura de contacto de la superficie del avión con el aire es del orden de 0 °C, proviniendo de gotas de agua o directamente del vapor de agua. Los depósitos se forman al atravesar en vuelo zonas de nubes o de precipitación, *lluvia engelante*, o con el avión en tierra o en vuelo en aire claro, *escarcha*.

Por su forma se consideran dos tipos diferentes de engelamiento: hielo opaco o granulado y hielo claro o transparente.

Por encima de la tropopausa, o más precisamente a temperaturas inferiores a –56 °C, toda el agua existente en el aire está en forma de hielo, no existiendo por tanto engelamiento, por este motivo, son más propensos a experimentar la formación de hielo los aviones de hélice y los helicópteros que los reactores, por ser su nivel de crucero menor, aunque en las maniobras de despegue, aproximación y aterrizaje el engelamiento puede afectar a todos los tipos por igual.

La formación de hielo sobre la superficie del avión altera sus características aerodinámicas y por tanto sus actuaciones. Siendo el ala la superficie más importante del avión, la formación de depósitos de hielo sobre ella, cualquiera que sea su origen, tiene gran importancia.

El hielo depositado sobre el ala presenta frecuentemente una superficie muy rugosa y afecta directamente a la capa límite, disminuyendo la energía de la corriente de aire dentro de la misma, con las consiguientes consecuencias: aumento de la resistencia, reducción del $C_{L\,máx}$ y por tanto aumento de la velocidad de pérdida.

La fig. 4.33 representa, en (a), el caso de formación de hielo sobre el borde de ataque del perfil, punto de remanso y zonas próximas, típico de engelamiento en vuelo. En (b) depósito uniforme de escarcha o hielo, formación típica con el avión en tierra, que presenta respecto al caso anterior la ventaja de que básicamente la forma del perfil no varía. En (c) se representan las variaciones de la curva de C_L en función del ángulo de ataque, pudiendo observarse además la disminución del $C_{L\,máx}$.

Resumiendo y sistematizando, los efectos que produce el hielo son:

- Disminuye el $C_{L\,máx}$, aumentando la velocidad de pérdida, en pruebas efectuadas se ha llegado a confirmar hasta 28 kt de aumento de la misma .
- La disminución del ángulo de ataque de entrada en pérdida puede dar lugar a que el margen de aviso o de alerta del stick-shaker sea muy pe-

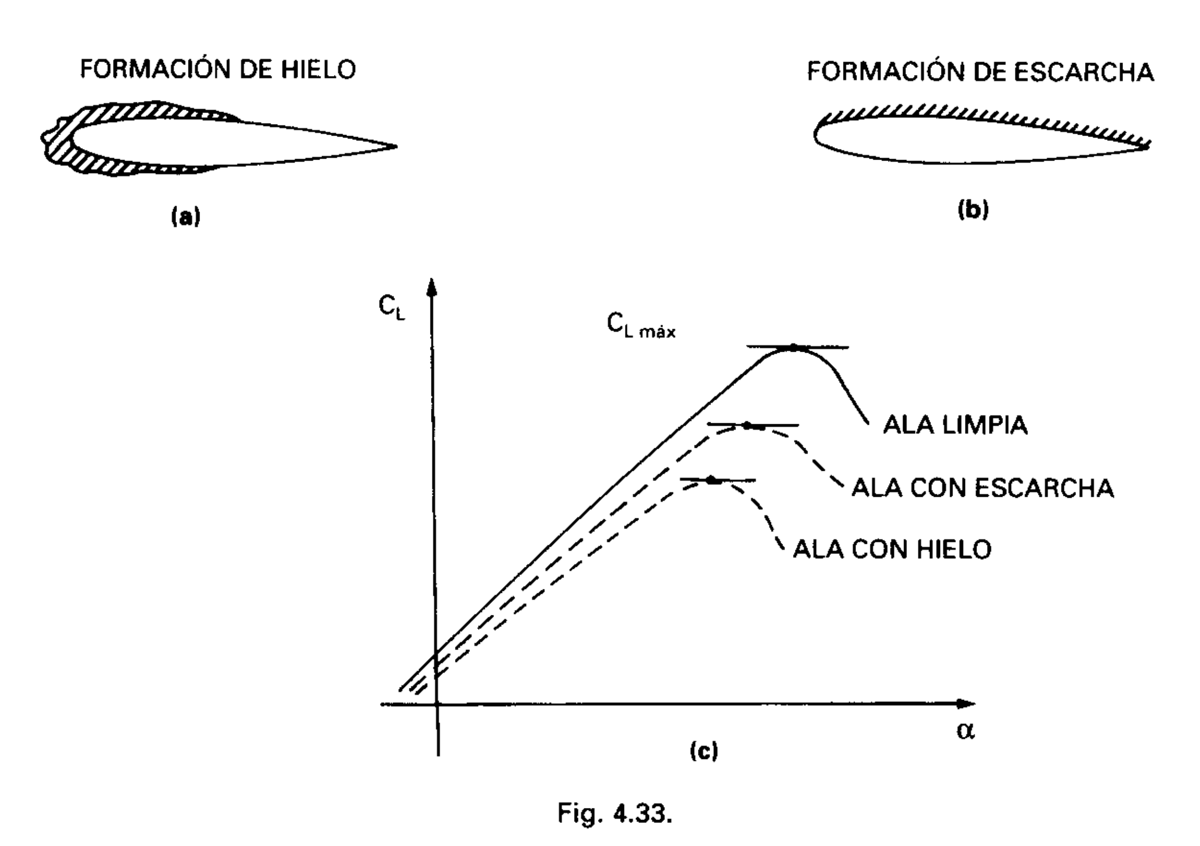


Fig. 4.33.

queño, o que incluso no exista, ya que los avisadores de pérdida suelen estar basados en unos ángulos de ataque preestablecidos.

- El hielo puede significar un aumento muy considerable de peso.
- Existe la posibilidad de que durante la rotación en el despegue, o en vuelo, el hielo se desprenda y se introduzca en los motores caso de que estos estén situados en la parte trasera del fuselaje (FOD, Foreing Object Damage), o que choquen con otras superficies del avión.
- El aumento de resistencia que se produce afecta a todas las actuaciones del avión, siendo importante tenerlo en cuenta en cuanto a la degradación de las actuaciones de subida. En caso de fallo de un motor en el despegue las consecuencias podrían ser catastróficas.
- El aumento de resistencia y la disminución de la sustentación da lugar a que disminuya la fineza, *L/D*.
- Se pueden producir grandes cambios en la maniobrabilidad del avión, especialmente en los aviones modernos con flecha y estrechamiento acusados. En un avión de este tipo compensado para el despegue (Vid. 13.14) con el estabilizador en la posición correspondiente, el hielo puede hacer que se comporte como si no estuviera correctamente compensado siendo posible que presente tendencia a encabritar anormalmente (responde de forma excesiva al tirar de la palanca).

- Se pueden degradar las características de alabeo.
- Si en el aeropuerto de aterrizaje existen temperaturas bajas, es posible que al retraer los flaps queden acumulaciones de hielo no detectadas entre la parte fija del ala y los flaps. Para evitar mal funcionamiento en la extensión de los flaps se deben comprobar estas zonas antes del despegue y eliminar los depósitos de hielo si los hubiere.
- Se debe retrasar en lo posible la extensión de flaps y slats.
- Cuando se esté eliminando hielo, nieve o aguanieve, debe evitarse que los restos se introduzcan en ningún tipo de entradas auxiliares o ranuras entre las superficies fijas y las de control (timones, slats, alerones, etc.).

La condición de hielo claro, se puede producir incluso con temperaturas bien por encima de 0 °C y en aeropuertos en los que por su climatología ni siquiera se disponga de equipos de deshielo de aviones. Esta condición puede presentarse después de la fase de vuelo en crucero, en la que los tanques de combustible han estado sometidos a temperaturas muy bajas, y durante el descenso se ha atravesado alguna zona de alta humedad, dando como resultado la formación de hielo claro normalmente en el intradós. Bajo ciertas condiciones es posible que su formación también aparezca en el extradós.

La formación de hielo claro está muy ligada a la baja temperatura de combustible, por debajo de 0 °C, bien porque ya estaba muy frío al cargarlo en la etapa previa y durante el vuelo terminó con una temperatura bastante inferior a 0 °C, o por enfriamiento en el vuelo, y a la existencia de grandes cantidades de combustible remanente en las alas. Este tipo de depósito de hielo puede ser difícil de detectar, especialmente desde delante y desde detrás del ala.

La importancia de los efectos que los depósitos de hielo producen en el ala, y que han sido enumerados anteriormente, hace que sea absolutamente necesario, en el caso de que hubiera algún depósito de hielo o de escarcha mientras que el avión permanecía en tierra, proceder al deshielo de toda la superficie del avión antes de efectuar un despegue, utilizando para ello los equipos y algunos de los productos normalizados que existen en el mercado para ese fin. Para evitar su formación durante el vuelo, si las condiciones atmosféricas así lo aconsejan, se deberán usar los sistemas antihielo del avión, en cuyo caso existirá una penalización en las actuaciones del avión ya que el empuje de los motores para unas mismas condiciones de sus mandos de control será menor.

Existe una normativa que afecta a la operación del avión, que se debe observar siempre que razonablemente se presuma que antes del despegue

puede haber adherido hielo, nieve o escarcha, la citada normativa contempla aspectos tales como:

- Procedimientos y responsabilidades del operador.
- Tiempos entre chequeos y ejecuciones de deshielo del avión, y despegues.
- Procedimientos de deshielo/antihielo y responsabilidades.
- Entrenamientos del personal, etc.

Los productos utilizados para el deshielo reciben los nombres de Fluido Tipo I, Fluido Tipo II, etc., existiendo tablas que dan el tiempo de duración de la protección (*holdover time*) desde que se inicia el rociado del fluido, en función de la temperatura exterior, tipo de fluido, causa del engelamiento (nieve, lluvia, etc.).

Para que el ala conserve las cualidades aerodinámicas, el fluido debe deslizarse a lo largo de las cuerdas del ala conforme el avión adquiere velocidad, de modo que antes de la velocidad de rotación no quede nada de fluido sobre el ala.

Con algún tipo de fluido podría ocurrir que si hay algo de humedad se formara una película pegajosa que pusiera los mandos duros.

Si por cualquier motivo se excediera el tiempo de protección (holdover) se podría repetir la operación con el mismo o con otro fluido.

4.20. EFECTOS DE LA LLUVIA

Desde los puntos de vista aerodinámico y de actuaciones del avión los efectos que produce la lluvia no son un fenómeno bien comprendido del que se puedan obtener conclusiones definitivas. En cualquier caso lo que sí se puede afirmar es que se debe evitar volar bajo lluvia intensa por las siguientes razones:

- Es muy probable que la lluvia intensa esté acompañada de microbursts, ráfagas y turbulencias.
- La lluvia intensa puede afectar negativamente a las actuaciones del motor a causa de las ingestión de grandes cantidades de agua.
- Desde un punto de vista teórico la lluvia puede afectar a las actuaciones del avión por los siguientes motivos:
  a) Aunque los datos que existen no son concluyentes, la sustentación y la resistencia están afectadas por la acumulación de agua sobre todo el avión, ya que ésta actuará como un contaminante de

la superficie que modificará la distribución de presiones, la resistencia de fricción, el espesor de la capa límite y el punto de transición. El resultado es: disminución de la sustentación, aumento de la resistencia y disminución del ángulo de ataque de entrada en pérdida.

La degradación aerodinámica es más acusada en configuraciones de alta sustentación, por tanto en despegues y aterrizajes.

b) La cantidad de movimiento de las gotas de agua, el producto de su masa por su velocidad, dirigida hacia abajo y hacia atrás respecto al avión, se traduce en una disminución de la sustentación y en un aumento de la resistencia.

c) La acumulación de agua sobre todo el avión aumenta el peso de éste. Este incremento de peso es muy pequeño.

A través de modelos estudiados por ordenador se han obtenido las siguientes conclusiones:

- Los efectos sobre la sustentación y la resistencia por la contaminación de la superficie pueden ser importantes para índices de precipitación de 100 mm/h, lluvia intensa.

- Los efectos negativos debidos a la cantidad de movimiento de las gotas pueden llegar a ser importantes con lluvia muy intensa, índice de precipitación de 500 mm/h.

4.21. ENVEJECIMIENTO DEL AVIÓN

En los aviones el deterioro lógico con el trascurso del tiempo se traduce en un aumento de resistencia y el consiguiente aumento del consumo de combustible.

El aumento de resistencia depende de la localización, del tipo de causa y de la extensión de la zona afectada.

Desde el punto de vista de la localización se pueden establecer en cada avión diversas zonas según el grado de sensibilidad de la resistencia que en ellas producen las alteraciones de su superficie. Es habitual dividir el avión en zonas, los fabricantes de grandes aviones suelen dividirlas en tres.

La Zona 1 comprende aquellas partes del avión en la que es necesario evitar a toda costa la rugosidad de las superficies que deben ser muy lisas. Son zonas en las que suele haber un aumento grande de las velocidades locales y con capas límites de muy poco espesor que son muy sensibles a las pequeñas perturbaciones locales.

La Zona 3 comprende aquellas partes del avión en las que las velocidades locales son menores y las capas límites mucho más gruesas siendo por tanto la resistencia menos sensible a las perturbaciones provocadas por el estado de la superficie.

La Zona 2 comprende aquellas partes del avión que no corresponden a ninguna de las dos anteriores.

La Zona 1 puede abarcar: la parte delantera del fuselaje, las góndolas de los motores, los bordes de ataque de las alas, por el extradós hasta el 50% de la cuerda y por el intradós algo menos, p. ej. el 25%, y el borde de ataque de los planos horizontal y vertical de cola en su parte delantera, extendiéndose en ambos unas 2/3 partes de la cuerda.

La Zona 3 la parte trasera del fuselaje, y la Zona 2 el resto.

Los tipos de deterioros que se pueden presentar son:

- Rugosidad o suciedad de la superficie, p. ej. los desconchones de pintura, depósitos de restos de insectos, etc.
- Desajustes en la superficies de control, slats, flaps, etc.
- Falta de aislamiento o cerramiento en la superficies de control, p. ej. si no se cierran bien los slats en un perfil supercrítico su efecto es muy considerable.
- Falta de algún tipo de carena, p. ej. en la unión cola vertical-fuselaje, en los motores, etc.
- Partes desaparecidas, como pueden ser algún tipo de tapas de acceso desde el exterior, deben ser repuestas tan pronto como sea posible.
- Puertas desajustadas.
- Puertas que han perdido parte de su hermeticidad, las pérdidas que se producen deben compensarse en los aviones presurizados con un aumento del sangrado del compresor y además pueden perturbar la corriente alrededor del avión y quizá también producir un silbido de baja frecuencia, audible, que puede llegar a ser molesto para los pasajeros. Un tipo de pérdida como éste aumenta con el tiempo por lo que debe corregirse lo antes posible.
- Abolladuras en la superficie cuyo origen puede ser muy variado: choques con pájaros, golpes de los equipos de tierra de asistencia al pasaje o al avión, manejo no adecuado del equipaje o carga, etc. Es necesario un buen entrenamiento del personal de tierra.

5

Dispositivos hipersustentadores

5.1. GENERALIDADES

Cada vez se va disponiendo de grupos motopropulsores, capaces de hacer volar más rápido a los aviones, esto lleva como consecuencia la utilización de perfiles adecuados a las velocidades altas de crucero. Una de las características de estos perfiles es que el valor de su $C_{L\,máx}$ es pequeño (son en algunos casos perfiles con poco espesor y simétricos o casi simétricos), como consecuencia, la velocidad de pérdida (Vid. ec. 4.19) va siendo cada vez mayor, y, también, las velocidades de despegue y aterrizaje, y las longitudes de pista necesarias.

Sería ideal disponer de un perfil adecuado para vuelo en crucero, con un valor de $C_{L\,máx}$ pequeño, y que en el momento del aterrizaje o despegue pudiera ser modificado para tener un $C_{L\,máx}$ mayor. El conjunto de procedimientos que se utilizan con el fin de aumentar el valor del $C_{L\,máx}$ se conoce con el nombre de hipersustentación.

Existen muchos tipos de dispositivos hipersustentadores, que se utilizan solos o combinados; en general, o modifican la forma exterior del perfil, o son dispositivos que controlan la capa límite con el fin de retrasar su separación y, por tanto, la pérdida.

5.2. DISPOSITIVOS DE CONTROL DE LA CAPA LÍMITE

En 3.7, estudiamos el desprendimiento de la corriente sobre un cilindro; el desprendimiento sobre un perfil ya sabemos que ocurre por el mismo motivo, y es en la zona en donde existe un gradiente de presiones desfavorable, independiente de que el valor de la presión sea grande o pequeño, la capa límite se vuelve cada vez más *perezosa*, se desprende, y hace que se desprenda también la corriente. Con el fin de retrasar este desprendimiento de la capa límite, se utilizan aspiradores o sopladores de la capa límite. Los dispositivos de control de la capa límite se conocen como BLC (Boundary Layer Control).

5.3. ASPIRADORES DE CAPA LÍMITE

La aspiración se efectúa por medio de orificios situados en el extradós, en la zona donde se espera que se desprenda la corriente. El efecto que produce es doble: por un lado, disminuyen localmente la presión, lo que hace que la capa límite se mantenga pegada a la pared (disminuye el gradiente de presiones desfavorable), y, por otro lado, las partículas de aire que cada vez eran más perezosas, incluso llegando a pararse al invertirse el sentido del movimiento dentro de la capa límite, son absorbidas y retiradas de la capa límite.

Utilizando una superficie porosa, puede conseguirse efectuar la aspiración sobre una zona, en lugar de sobre un punto.

Naturalmente, se necesita una fuente de energía para producir la aspiración y un mecanismo de más o menos complicación para llevar la aspiración a los puntos deseados.

Un efecto muy importante de la aspiración de la capa límite es el de la reducción de la resistencia de fricción, que es la que constituye la mayor parte de la resistencia a grandes velocidades. Luego podría pensarse en un dispositivo a utilizar cuando se vuela a velocidades altas.

Este efecto de la disminución de la resistencia de fricción es una característica muy deseable para el despegue, sin embargo, no lo es tanto en condiciones de aterrizaje, ya que en este caso puede interesar una resistencia elevada, con el fin de que el ángulo de descenso sea grande.

En definitiva, al retrasar el desprendimiento se aumenta el valor del $C_{L\,máx}$, según la zona donde se efectúe la aspiración se conseguirá un aumento de C_L para todos los ángulos de ataque, o bien que sólo aumente el $C_{L\,máx}$, permitiendo ángulos de ataque mayores sin entrar en pérdida. Esto último suele ocurrir cuando la aspiración se efectúa próxima al borde de ataque.

En general, el aspirador no afecta al momento de cabeceo.

5.4. SOPLADORES DE CAPA LÍMITE

Consiste en enviar chorros de aire a través de aberturas, convenientemente dispuestas sobre el extradós del perfil. Análogamente al aspirador su funcionamiento exige una fuente de energía; en un avión con motores a reacción el aire puede obtenerse del compresor. La corriente de aire insuflado a gran velocidad, aumenta la velocidad del aire de la capa límite, evitando su desprendimiento. Los orificios de salida pueden disponerse de forma que modifiquen la velocidad de la corriente libre de aire, aumentando la circulación a lo largo del perfil.

La situación de los sopladores suele ser: próximos al borde de ataque, o bien en la unión del flap con el perfil, próximos al borde de salida. En el primer caso se consigue aumentar el ángulo de ataque sin que entre en pérdida, y, por tanto, el valor del $C_{L\,máx}$, lo que suele presentar problemas en los casos de aterrizaje, por la acusada posición de morro alto (cola contra el suelo).

En el caso de que el soplador afecte a la circulación de la corriente de aire libre alrededor del ala, puede ocurrir lo mismo que cuando los flaps alteran la circulación: que varíe el ángulo al que se consigue la sustentación nula. Al contrario de los aspiradores, los sopladores pueden variar el momento de cabeceo.

Por último, conviene señalar que, tanto en el caso de sopladores como de aspiradores, los aumentos del C_L que se pueden conseguir, significan un aumento considerable de la resistencia inducida.

5.5. RANURAS DE BORDE DE ATAQUE

Consiste en una abertura en forma de ranura (slot), situada cerca del borde de ataque, entre un perfil auxiliar, *slat*, y el perfil básico. Fig. 5.1.

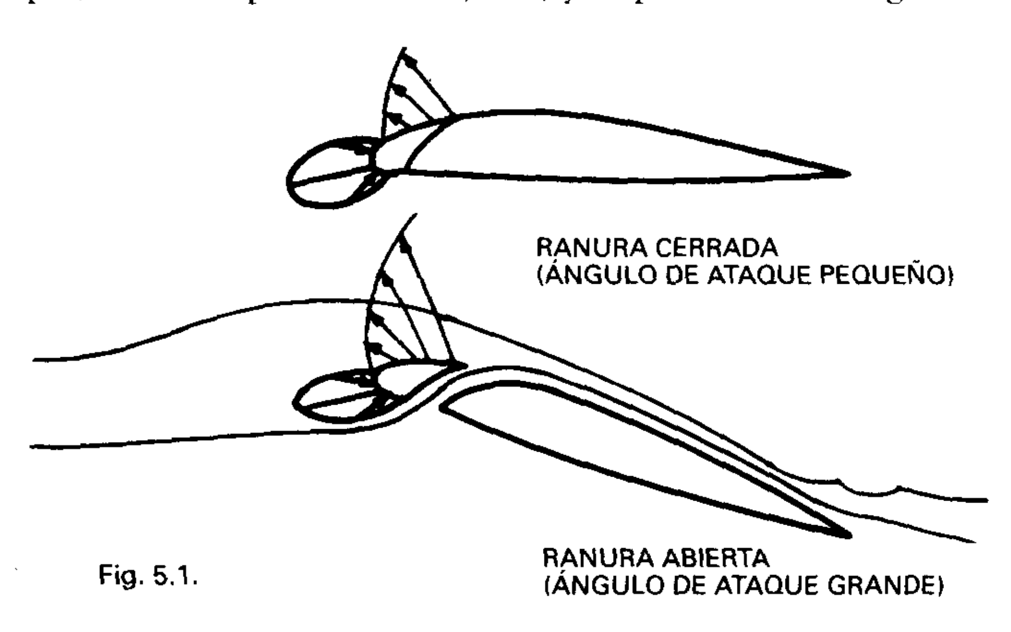


Fig. 5.1.

La ranura puede ser fija, existiendo en cualquier condición de vuelo; abrirse bajo ciertas condiciones, como puede ser al actuar los flaps más de un cierto número de grados (es el caso del avión DC-8); o bien automática, abriéndose a partir de un cierto ángulo de ataque. Como puede observarse en la fig. 5.1 a bajos ángulos de ataque, la distribución de presiones tiende a mantener la ranura cerrada, y a ángulos de ataque altos a abrirla.

En algunos aviones, por ejemplo, el DC-10, cuando se está aproximando al ángulo de ataque de entrada en pérdida en configuración limpia, actúa un dispositivo que abre la ranura de b.a. de los extremos del ala, evitando que

ésta entre en pérdida por las puntas y al mismo tiempo también actúa sobre el vibrador de palanca.

El efecto de la ranura es completamente análogo al de un soplador de capa límite, es más: es un soplador de capa límite, ya que al existir mayor presión en el intradós que en el extradós, el aire tiende a fluir a gran velocidad, comunicando energía a la capa limite del extradós.

A ángulos de ataque pequeños, la ranura, aunque esté abierta, no produce ningún efecto (fig. 5.2); pero permite alcanzar ángulos de ataque mucho mayores sin entrar en pérdida, y conseguir, por tanto, un $C_{L\ máx}$ mayor. Sigue presentando el inconveniente de actitud de morro muy alto en los aterrizajes, aparte de la posibilidad de formación de hielo. La variación que produce en el momento de cabeceo es despreciable, y la resistencia del perfil permanece prácticamente la misma.

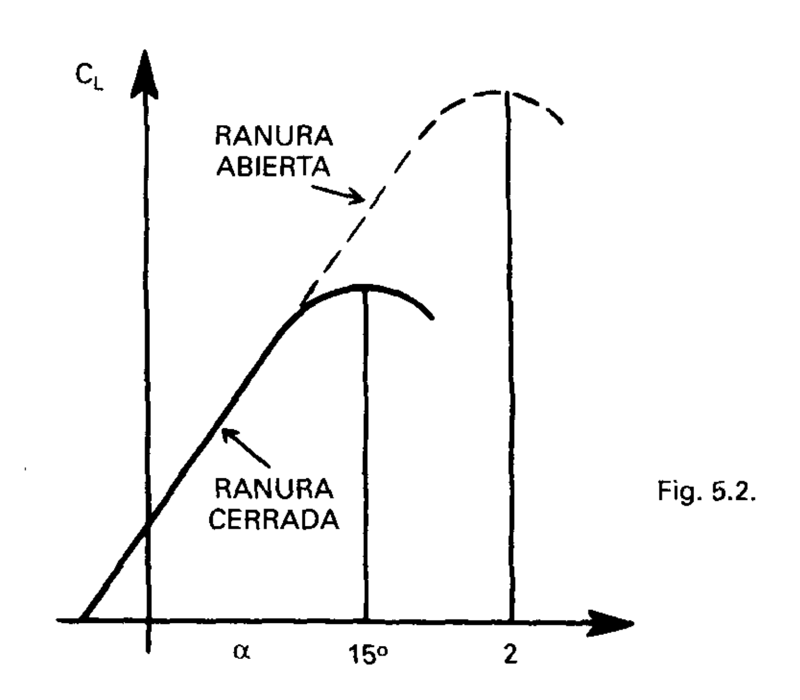


Fig. 5.2.

5.6. FLAPS

Se podrían definir como aquellas partes móviles del perfil principal, que al moverse respecto a él varían la curvatura aumentándola, consiguiendo, entre otras cosas, un aumento del valor del $C_{L\ máx}$. Normalmente van instalados en la parte central del ala. Podemos subdividirlos en dos grupos: flaps de borde de ataque y de borde de salida; dentro de los primeros están el de borde de ataque sencillo, flap KRÜGER y flap BETZ (fig. 5.3). En general, se puede decir que su efecto principal se traduce en un aumento considerable del $C_{L\ máx}$; el ángulo de ataque de sustentación nula y la pendiente de la

PERFIL BÁSICO

FLAP DE BORDE DE ATAQUE

FLAP KRÜGER

FLAP BETZ

Fig. 5.3.

curva de sustentación permanecen prácticamente inalterados (fig. 5.4). El aumento de resistencia es muy pequeño, lo que hace que la polar apenas se desplace hacia la derecha (fig. 5.5).

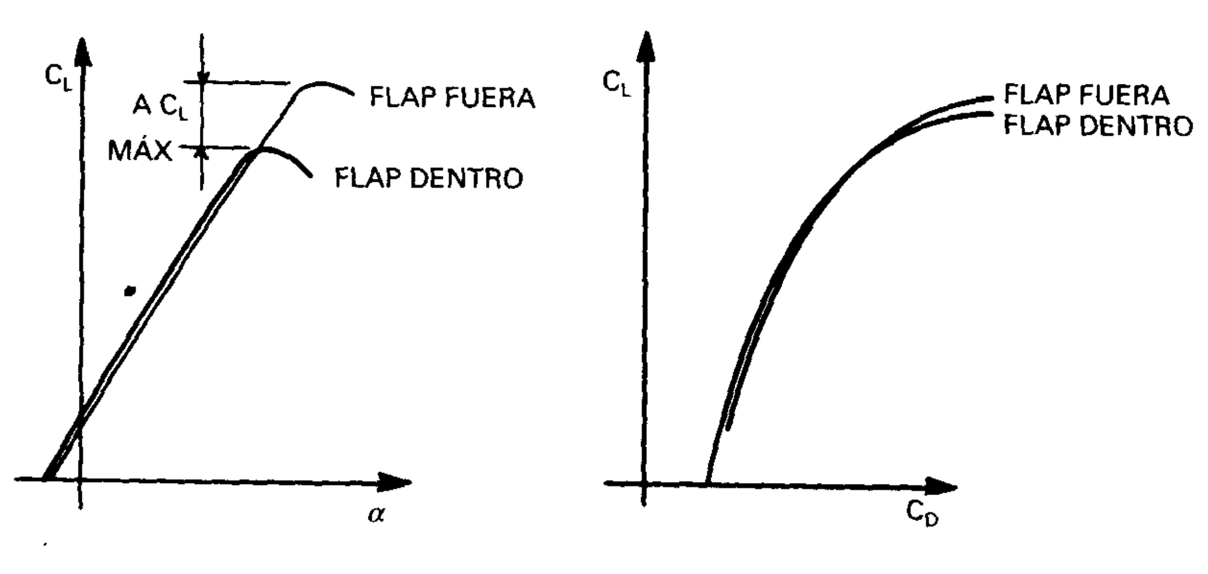


Fig. 5.4.

Fig. 5.5.

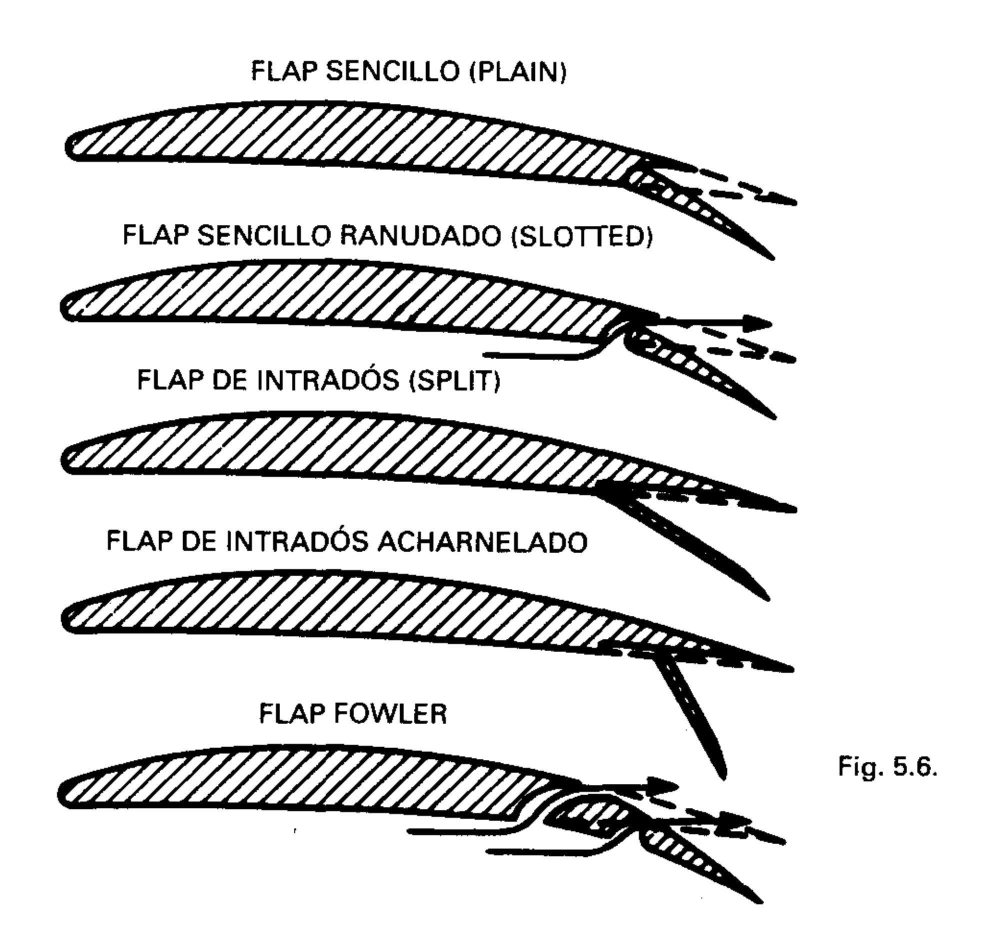


Fig. 5.6.

Dentro de los diferentes tipos de flaps de borde de salida están: el flap sencillo, sencillo ranurado, de intradós, de intradós acharnelado, y el Fowler (fig. 5.6). En este último, la parte del perfil correspondiente al borde de salida, al mismo tiempo que baja se desliza hacia atrás, aumentando la cuerda y, por tanto, el área efectiva del ala. Puede tener dos o más secciones, siendo cada una de ellas en realidad un pequeño perfil. Entre las diversas secciones del flap Fowler, puede circular aire del intradós al extradós, al igual que en el sencillo ranurado, lo que hace que la efectividad tanto en uno como en otro sea grande. El aumento de curvatura que producen los flaps de borde de salida se traduce, en definitiva, en: aumento de C_L a cualquier ángulo de ataque, por tanto, también aumento del $C_{L\,máx}$, aumento del coeficiente de cabeceo negativo (tendencia a picar), variación del ángulo de ataque al que se produce sustentación nula (se hace más negativo). Permanece prácticamente inalterable la pendiente de la curva del C_L en función del ángulo de ataque (fig. 5.7). El ángulo de ataque al que se produce la pérdida apenas si varía (flap de intradós) o disminuye ligeramente (flap sencillo); por último, la resistencia aumenta considerablemente, lo que hace que la polar se desplace bastante hacia la derecha (fig. 5.8).

En los aviones de ala alta puede ocurrir que la deflexión de los flaps produzca un momento de encabritado, por supuesto, el aumento de curvatura que produce la deflexión de los flaps origina un momento de picado, lo que

Fig. 5.7.

Fig. 5.8.

ocurre es que el aumento de resistencia que crean los flaps producen un incremento de momento de cabeceo, respecto al c. de g. del avión, que en este tipo de aviones, ala alta, es de encabritado y de valor apreciable por ser el brazo del momento de magnitud mayor que en otro tipo de aviones.

Es muy frecuente la utilización conjunta de flap de borde de salida con flap o ranuras de borde de ataque. La fig. 5.9(a) nos muestra el efecto de esta combinación.

Por último, la fig. 5.9(b) muestra el efecto de los flaps sobre el coeficiente de resistencia.

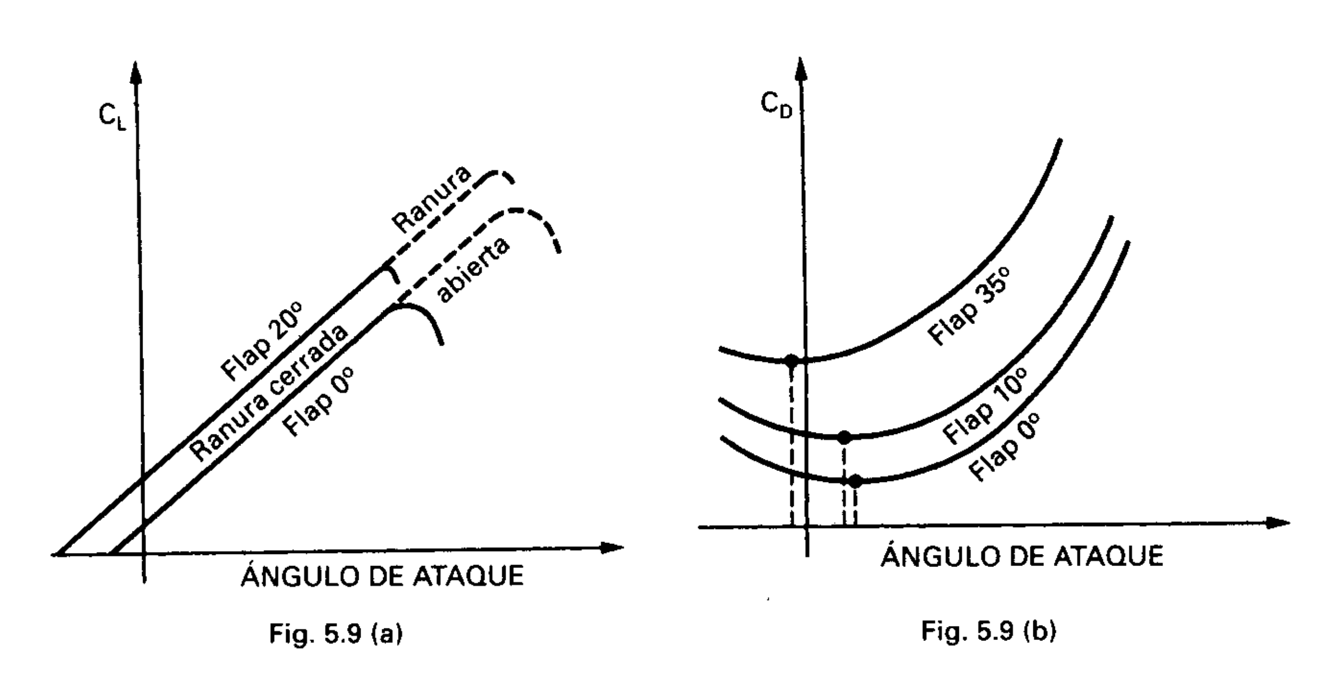


Fig. 5.9 (a)

Fig. 5.9 (b)

Si la deflexión de los flaps es asimétrica, es decir, si existe una deflexión en una semiala mayor que en la otra, la semiala con una mayor deflexión de flaps genera más sustentación produciendose un momento alrededor del eje longitudinal, de alabeo, y como dicha semiala también tiene mayor resistencia inducida se produce además un momento de guiñada.

En el caso de que las ranuras de b.a. no se abrieran por igual, o una se abriera y la otra permaneciera cerrada, asimetría de slots, si los ángulos de ataque son pequeños, fig. 5.2, no se experimentaría apenas alguna diferencia, pero si el ángulo de ataque es grande se experimentarán los mismos efectos que en el caso de los flaps, ya que que el slot que se abre más produce más sustentación en la semiala correspondiente.

5.7. USO DE LOS FLAPS

Ya hemos hablado de la necesidad de utilizar los flaps, con el fin de reducir las velocidades de despegue y de aterrizaje, y también las longitudes de pista que se necesitarían. Imaginemos un despegue con flaps, ya estamos en el aire. ¿Cuándo se deben meter los flaps? Podríamos pensar que una vez en el aire, y alcanzada una cierta altura de seguridad, los flaps no hacen nada fuera. Sin embargo, puede no ser así, debido a que su acción, desde el punto de vista que nos interesa, es doble: aumenta la sustentación, pero también aumenta la resistencia.

Supongamos que el avión tiene todavía poca velocidad, C_L será grande y estamos con flaps fuera; el punto de la polar que le corresponde será el A (fig. 5.10). Si en este momento metiéramos flaps pasaríamos al punto A' de la polar sin flaps, ya que C_L debe seguir valiendo lo mismo para que la sustentación $L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$ sea igual al peso. En A' el avión tendría un C_D mayor, y, por tanto, una resistencia mayor que en A*: el meter* flap *en este caso significa sencillamente aumentar la resistencia.*

Supongamos, flap fuera, que el avión tiene ahora una velocidad mayor, el C_L que necesita es menor y estará volando en un punto tal como el B. Si metemos flap, pasaremos al punto B', que significa menor resistencia. Luego en un caso al meter flap aumenta la resistencia, en el otro disminuye, observemos que todo depende de que el C_L sea mayor o menor que el que corresponde en la fig. 5.10 al punto M. Al piloto se le suele dar el dato correspondiente al punto M en forma de velocidad. Antes de alcanzar esa velocidad sería erróneo meter flap, porque significaría aumentar la resistencia, por mucho que se pueda pensar que al hacerlo el avión quedaría más *limpio*. A velocidades mayores es absurdo mantener el flap fuera, ya que lo único que conseguimos es que la resistencia sea mayor que con ellos dentro.

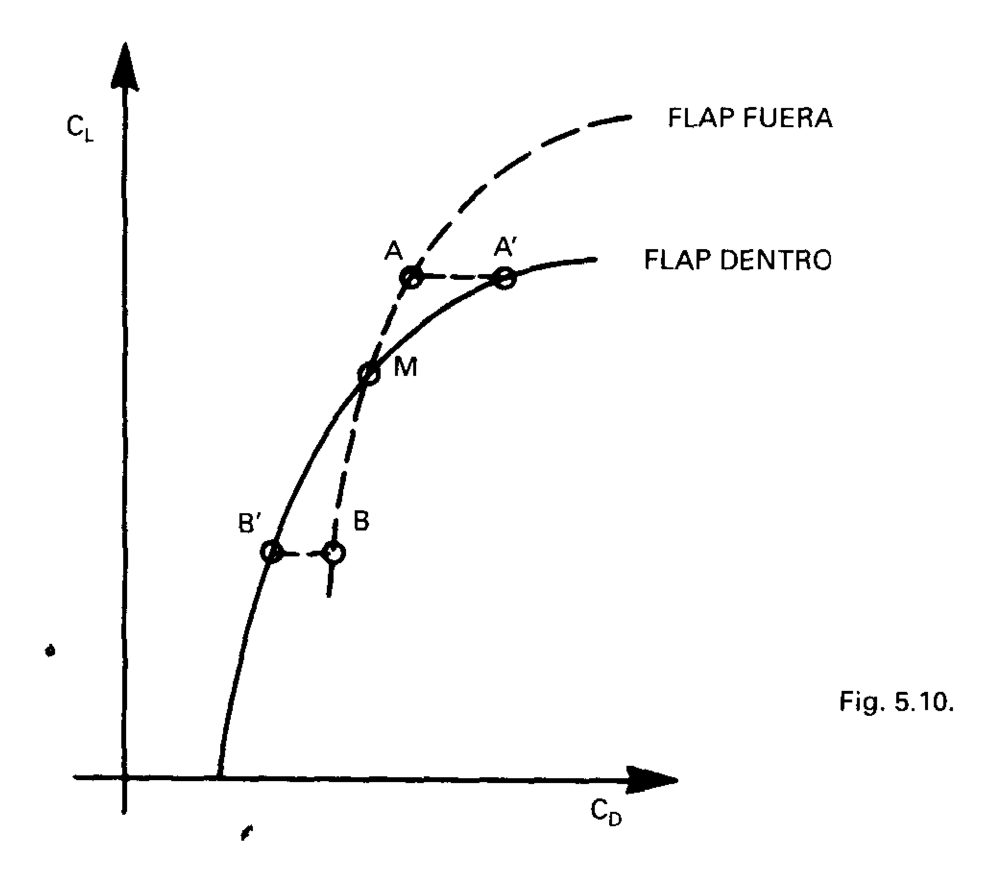


Fig. 5.10.

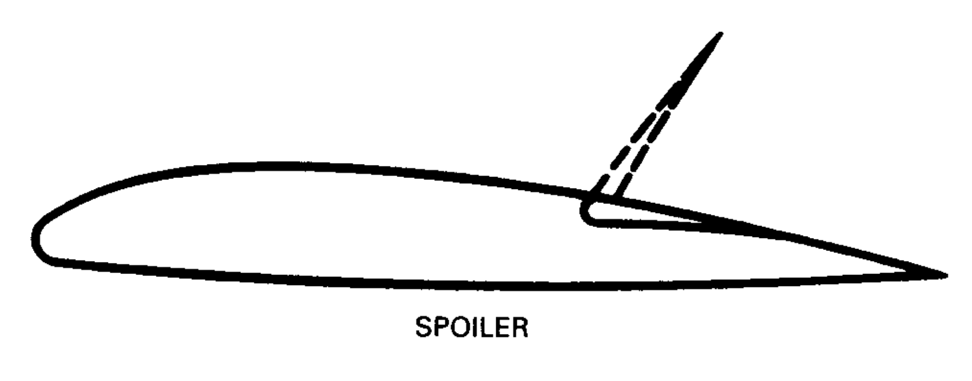
En el despegue, al poder conseguir un C_L más elevado, el uso de los flaps permite reducir las longitudes de pista y velocidades, aunque no tanto como a primera vista pudiera suponerse, ya que el aumento de C_D que se produce origina una deceleración, este aumento de C_D es lo que hace que los ángulos de deflexión de flaps en el despegue sean pequeños. En general, el ángulo de subida disminuye en avión con flaps deflectados respecto a avión limpio, aunque en algún tipo de avión pudiera ocurrir que el ángulo fuera ligeramente superior con una deflexión pequeña de flaps.

En el aterrizaje se utilizan valores elevados del ángulo de deflexión de flaps, con lo que se aumenta la pendiente de la trayectoria de descenso, y se disminuyen las velocidades y longitudes de pista necesarias.

5.8. OTROS DISPOSITIVOS. SPOILERS. WINGLETS

A veces, en lugar de dispositivos que aumenten la sustentación, interesan otros que la disminuyan. Tales dispositivos se conocen con el nombre de *spoilers* (rompedores, expoliadores).

Generalmente consisten en una placa que se deflecta formando un ángulo con el extradós del ala, suelen tener varias posiciones, correspondiendo la de mayor ángulo a su uso como aerofrenos en tierra.



SPOILER

Fig. 5.11.

Las misiones principales de los *spoilers* son: control lateral (junto con los alerones) y aerofrenos, en vuelo y en tierra.

La deflexión del *spoiler* en una semiala, disminuye la sustentación y aumenta la resistencia, por lo que actúa como mando lateral, permitiendo una disminución en el tamaño de los alerones y, por consiguiente, más espacio para los flaps. La ayuda de los *spoilers* en el mando de alabeo es de gran interés, por la pérdida de efectividad que los alerones pueden manifestar a velocidades altas por efectos de compresibilidad y aeroelasticidad. Actualmente, el control lateral se lleva a cabo con dos pares de alerones: interiores y exteriores; y varios *spoilers*, por ejemplo, cinco en cada semiala en el DC-10. A velocidades bajas actúan los alerones interiores y exteriores; a velocidades altas los alerones exteriores se blocan, actuando sólo los interiores. Los *spoilers* pueden actuar siempre, presentando la desventaja de que el avión acusa la respuesta con cierto retraso; en cambio, es favorable la guiñada que producen (en los alerones es adversa, Vid. 14.8).

Si se extienden los *spoilers* simétricamente, en lugar de hacerlo diferencialmente como en el caso anterior, actuarán como aerofrenos, que en vuelo permitirán un aumento de la pendiente del descenso sin alcanzar mucha velocidad vertical de descenso, *R/D*. El aumento de resistencia que producen los *spoilers* es considerable, ya que suelen originarse resistencias de interferencia (fig. 5.12). En el suelo su uso como aerofrenos será: a) en el aterrizaje, con dispositivo manual y/o automático de extensión de *spoilers* al girar las ruedas del tren principal en la toma, y b) en los despegues abortados, con los dispositivos de extensión automática al aplicar la reversa en los motores.

Otro dispositivo cada vez más utilizado es el *winglet* (fig. 5.13), se coloca en las puntas de las alas, pudiéndose considerar como una mejora respecto a las placas de punta de ala (Vid. 4.7). Su colocación afecta a la estructura de los torbellinos de punta de ala, modificando también la distribución de la corriente a lo largo de ella de modo que se reduce la deflexión de la corriente hacia abajo por detrás del ala y por tanto la resistencia inducida. Otro efecto

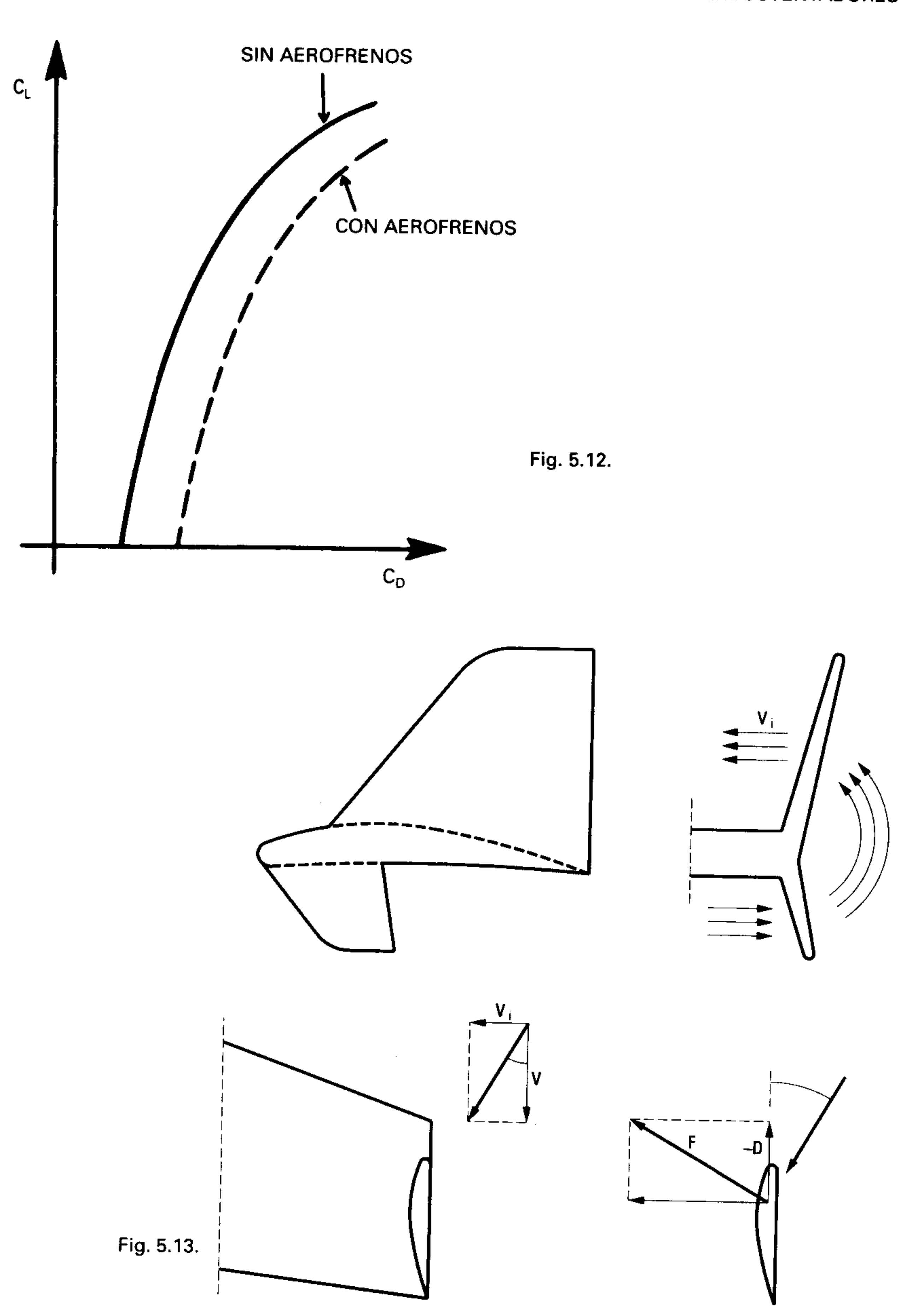


Fig. 5.12.

Fig. 5.13.

consiste en que la velocidad a que se ve sometida la parte del winglet que está sobre el extradós es la componente de la velocidad V_i inducida por los torbellinos de punta de ala con la corriente libre de aire V, de forma que la velocidad resultante incide sobre el winglet, considerado éste como un ala vertical, con un ángulo de ataque tal que se produce una fuerza que descompuesta en dos tiene una componente negativa de resistencia, hacia adelante, es decir una tracción, disminuyendo por tanto la resistencia al avance del avión.

De forma análoga se podría razonar con la parte inferior del winglet por debajo del intradós, y se llegaría a la misma conclusión, aunque por motivos de dejar suficiente altura sobre el suelo es muy frecuente que sólo se utilice la parte superior del winglet.

La resistencia inducida puede disminuir del orden de un 20 a 25% y como consecuencia aumenta la fineza del avión.

5.9. EFECTO DEL BARRIDO DE LAS HÉLICES

En los aviones con hélice, el barrido de éstas sobre el ala, puede afectar a gran parte de la superficie alar, especialmente si es cuatrimotor, haciendo que la velocidad del aire en la zona afectada sea mayor que la de la corriente libre y cause una sustentación considerablemente mayor que a tracción cero; en el caso de que la potencia del motor sea elevada, origina también un efecto similar, al del soplado de la capa límite y aumenta el coeficiente de sustentación máximo. Estos efectos hacen que la velocidad de pérdida se reduzca en esas condiciones, proporcionando un margen de seguridad.

En el caso de aterrizaje, si se efectúa una reducción brusca de potencia, el avión puede entrar en pérdida súbitamente, debido a la falta de los dos efectos citados anteriormente y al efecto de frenado que pueden producir las hélices.

En condiciones de velocidad pequeña, C_L alto, y mucha potencia, el soplado de las hélices suele afectar al centro de las alas, retardando la entrada en pérdida de estas secciones, lo que puede acarrear que se entre en pérdida primero por las puntas, y darse el caso de que un avión de hélice presente peores características de pérdida con potencia metida que sin potencia.

5.10. EFECTO DEL EMPUJE EN LOS REACTORES

El avión reactor no experimenta estos fenómenos, por tanto, el ajuste de velocidades en el aterrizaje deberá efectuarse más cuidadosamente que en los de émbolo, asimismo, una reducción de potencia en este caso no presentará los efectos desfavorables que presentaban los aviones de hélice.

Únicamente conviene considerar que el empuje de un motor de reacción está ligeramente inclinado hacia abajo, dando lugar a una componente que contribuye a sustentar el avión. En el caso de que el empuje sea pequeño, el efecto sobre la velocidad de pérdida será despreciable; si el empuje es muy grande y el ángulo de ataque también (velocidad pequeña), el efecto sobre la velocidad de pérdida puede ser apreciable; sin embargo, conviene resaltar que el ángulo de ataque a que se produce la pérdida es el mismo con o sin empuje.

5.11. OTRAS FORMAS DE PRODUCIR SUSTENTACIÓN. LEX

La gran disminución de presión que se origina en el núcleo de un torbellino (Vid. 2.21) se puede utilizar para producir sustentación. Entre los dispositivos que se basan en este efecto están *las extensiones del borde de ataque (LEX, leading edge extensions)*, también conocidos como *strakes* de encastre de ala, fig. 5.14.

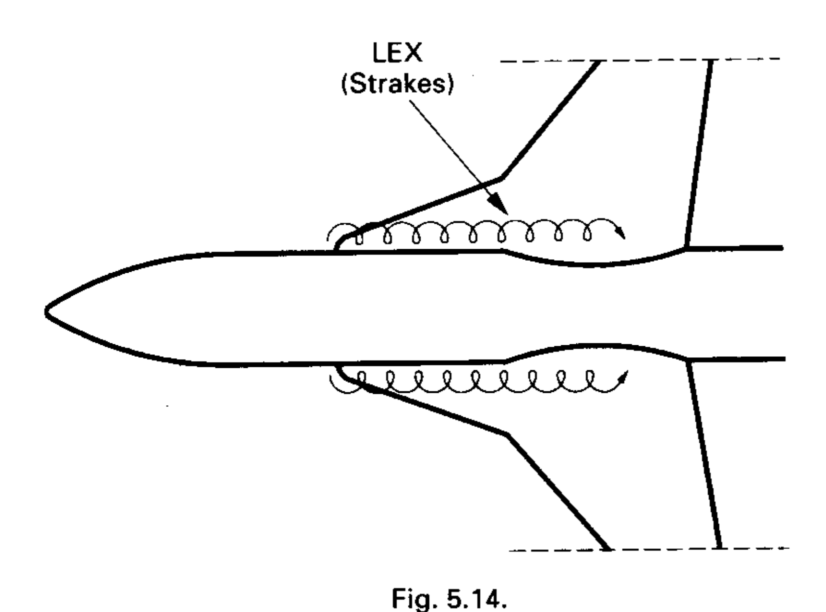


Fig. 5.14.

El strake tiene un b.a. muy agudo, y cuando se alcanza un ángulo de ataque grande la corriente se desprende en el agudo b.a. del strake, pero al tener éste una flecha muy acusada, la corriente separada forma un torbellino de tipo cónico (observable si el vapor de agua se condensa) que pasa sobre el extradós y que produce una disminución considerable de la presión que aumenta la sustentación. Podría decirse que estos torbellinos son una especie de separación controlada de la corriente.

Los efectos sobre C_L se representan en la fig. 5.15, donde se ve que incluso a ángulos de ataque pequeños, antes de formarse los torbellinos, los strakes ya han aumentado ligeramente el valor de C_L, y que la representación de C_L en función de α deja de ser lineal a ángulos de ataque grandes. El ángulo de ataque de entrada en pérdida aumenta considerablemente: *El LEX retrasa la separación de la corriente y la pérdida.*

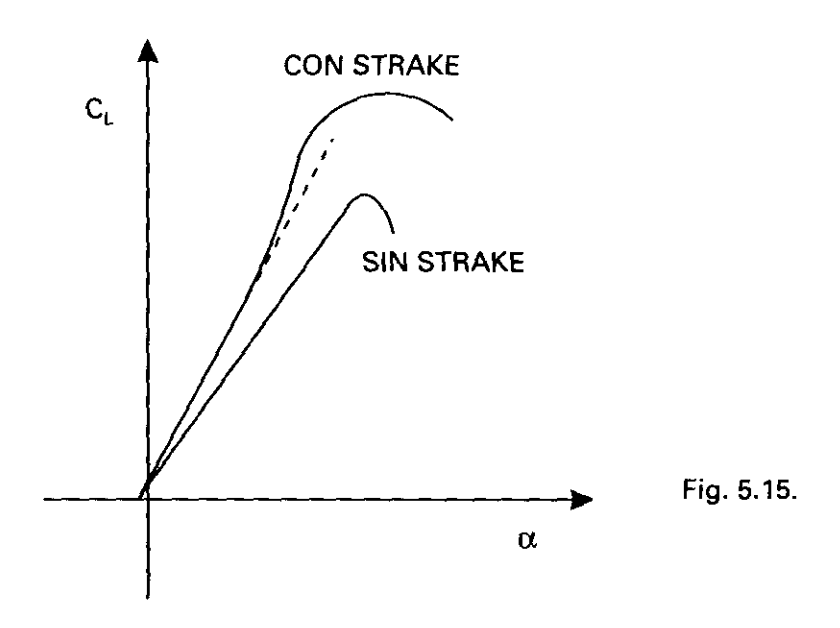


Fig. 5.15.

Ejemplos típicos de aviones con strakes en el encastre del ala son los F-16 y F-18.

El diseño de los strakes exije mucho cuidado ya que pueden producir momentos de encabritado grandes (a veces de picado) cuando el ángulo de ataque es elevado.

En general los tipos de torbellinos cónicos se forman en las alas con b.a. muy agudos y con mucha flecha, y en las alas en delta, en éstas incluso a ángulos de ataque pequeños, de modo que se puede tener este tipo de corriente para todas las condiciones de vuelo. Vid. 16.10 y fig. 16.22.

Un ejemplo de ala que presenta esas características, aparte de volar en supersónico, es la del Concorde, fig. 16.24, que es un ala en delta modificada con una configuración denominada ojival (*ogee*).

Existen una serie de dispositivos tales como *fences, vortilones,* etc., que de una forma u otra basan su acción en la generación de algún tipo de torbellino. Como su aplicación se puede decir que es exclusiva de las alas en flecha se estudiarán en el capítulo 8.

6

Actuaciones de los aviones con motor de émbolo

6.1. GENERALIDADES

Las actuaciones del avión pueden deducirse fácilmente analizando la naturaleza de las fuerzas que actúan sobre él en la condición que se desee estudiar: vuelo horizontal, subida, viraje, etc.

Normalmente, se determinan a partir de la resistencia y potencia necesaria en vuelo horizontal y uniforme.

Las soluciones pueden presentarse en forma matemática o en forma gráfica, utilizándose la potencia cuando se trata de aviones de hélice y el empuje cuando se trata de reactores.

6.2. ECUACIONES GENERALES

Partiendo de las fórmulas de la sustentación y resistencia tenemos:

$$\left.\begin{aligned} L &= \frac{1}{2}\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \\ D &= \frac{1}{2}\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \end{aligned}\right\}$$

Recordando la definición de velocidad equivalente: $\frac{1}{2}\rho \cdot V^2 = \frac{1}{2}\rho_o \cdot V_e^2$, y que el coeficiente de resistencia es, $C_D = C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$ quedará:

$$L = \frac{1}{2}\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_L \qquad [6.1]$$

$$D = \frac{1}{2}\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot \left(C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \right) \qquad [6.2]$$

6.3. VUELO HORIZONTAL

En la fig. 6.1, representamos las fuerzas que actúan sobre un avión, en vuelo horizontal y sin aceleración, se deberá verificar:

$$L = W = \frac{1}{2}\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_L$$

$$D = T = \frac{1}{2}\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot \left(C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \right)$$

en donde W es el peso y T la tracción de las hélices.

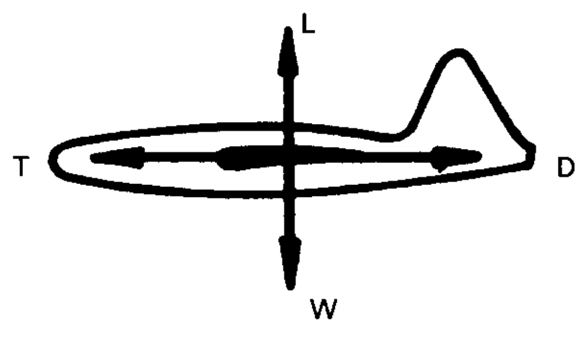


Fig. 6.1.

Si despejamos C_L de la primera ecuación y sustituimos en la segunda:

$$C_L = \frac{2W}{\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S}$$

$$D = T = \frac{1}{2}\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_{Dp} + \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \left(\frac{2W}{\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S} \right)^2 \cdot \frac{1}{\pi \cdot A \cdot e}$$

Para el avión que estamos considerando $\frac{1}{2}\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_{Dp} = a$, donde a es una constante:

$$T = D = a \cdot V_e^2 + \frac{W^2}{\frac{1}{2}\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S} \cdot \frac{1}{\pi \cdot A \cdot e},$$

llamando b a

$$b = \frac{1}{\frac{1}{2}\rho_o \cdot S \cdot \pi \cdot A \cdot e}$$

que es también constante,

queda: $$T_n = D = a \cdot V_e^2 \cdot + b \cdot \frac{W^2}{V_e^2} \qquad [6.3]$$

Como observamos, la resistencia se compone de dos sumandos, el primero de los cuales es la resistencia parásita, y el segundo la inducida, ésta disminuye conforme aumenta V_e; asimismo, para un avión con alargamiento (A) grande, el término b sería menor, y la resistencia inducida disminuiría. Obsérvese que aumenta con el cuadrado del peso.

Para que el avión pueda mantenerse en vuelo horizontal, y sin aceleración, será preciso que la tracción de las hélices T sea igual a la resistencia D, es decir, *necesitaremos* una tracción que llamaremos T_n (tracción necesaria), igual a la resistencia que ofrece el aire al avance del avión.

Representando en un gráfico T_n o D en ordenadas y V_e en abcisas, obtenemos la fig. 6.2, en donde hemos dibujado por separado los términos aV_e^2 y $b\,\frac{W^2}{V_e^2}$, que componen el valor de D, así como su suma, para un avión y un peso determinados. También puede verse cómo varía el ángulo de ataque, todo ello para vuelo horizontal, según sea la velocidad.

Ya hemos visto que si el peso W aumenta, la resistencia inducida crece con el cuadrado de W. Para un avión, podríamos dibujar las curvas de la fig. 6.2, para diversos valores del peso, obteniendo una figura, como la fig. 6.3.

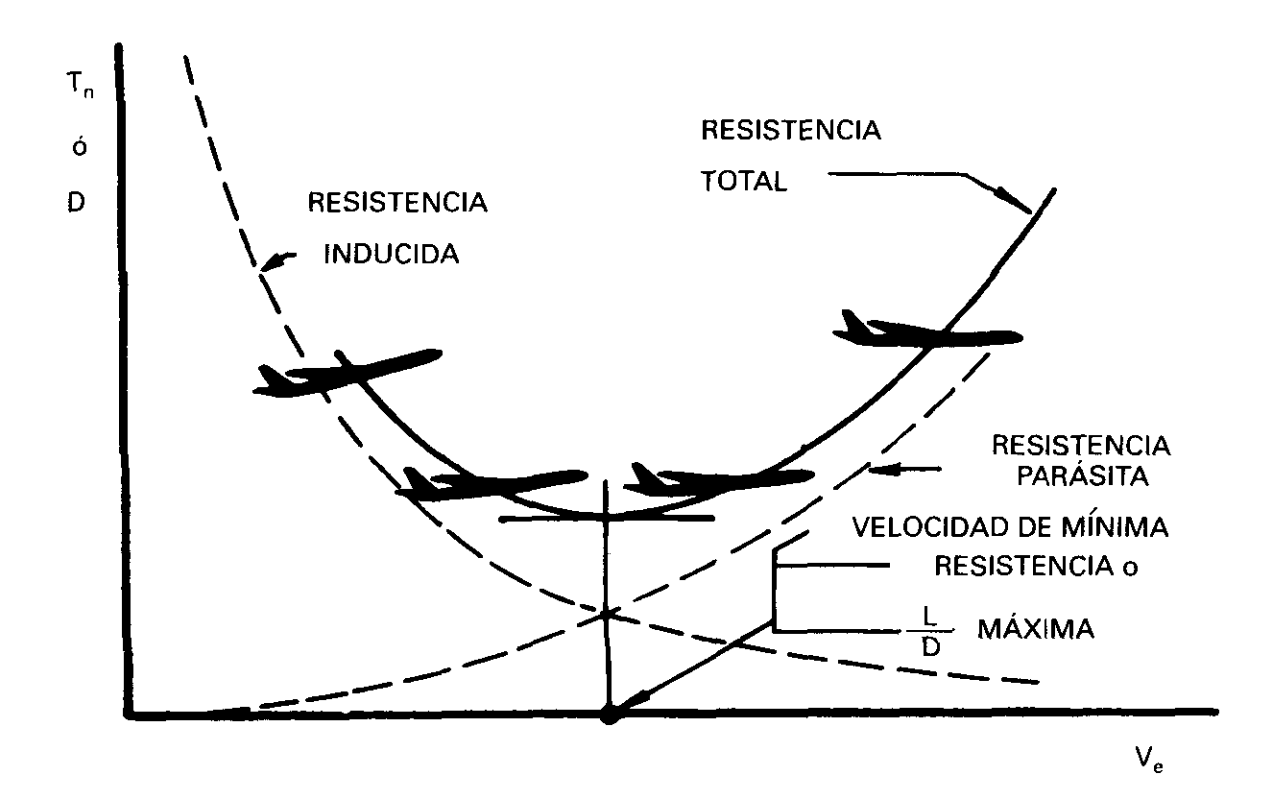


Fig. 6.2.

6.4. VELOCIDAD DE MÍNIMA RESISTENCIA

Se observa inmediatamente de ambas figuras [6.2 y 6.3], que para cada peso existe un valor de la velocidad equivalente V_e, en el que la resistencia tiene un valor mínimo.

Para hallar ese valor de la velocidad de mínima resistencia, para un peso W determinado, bastará derivar la ec. [6.3] e igualar la derivada a cero.

$$\frac{dD}{dV_e} = 2a\,V_e - 2b\,\frac{W^2}{V_e^3} = 0 \quad \text{de donde} \quad a \cdot V_e = \frac{b \cdot W^2}{V_e^3} \qquad [6.4]$$

despejando: $V_{eMD} = \sqrt[4]{\dfrac{b}{a}} \cdot \sqrt{W}$ que sustituyendo los valores de b y a, queda:

$$V_{eMD} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{2}\rho_o S}} \cdot \frac{1}{\sqrt[4]{\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{Dp}}} \cdot \sqrt{W} \qquad [6.5]$$

V_{eMD} = Velocidad de mínima resistencia.

En la ec. [6.4], multiplicando los dos miembros por V_e obtenemos $a \cdot V_e^2 = \dfrac{b \cdot W^2}{V_e^2}$ que son precisamente los dos sumandos que componen la resistencia [6.3], es decir, la velocidad de resistencia mínima se obtiene cuando la resistencia inducida es igual a la parásita (fig. 6.2).

Obsérvese (ec. 6.5) que esta velocidad aumenta cuando lo hace el peso (fig. 6.3).

Es interesante hacer notar que la velocidad de mínima resistencia V_{MD} para un peso determinado, es la que produce el máximo valor de $\frac{L}{D}$, ya que al tener que ser en vuelo horizontal $L = W = cte$, el valor máximo de $\frac{L}{D}$ será para D mínimo.

Velocidad de mínima resistencia = Velocidad de máximo $\frac{L}{D}$ (máximo alcance).

Se podría pensar que volando con un ángulo de ataque muy pequeño, el avión presentaría una configuración más limpia respecto al aire y que de esta forma se volaría con la mínima resistencia, pero no es así, ya que esto significaría volar a gran velocidad, y en la fig. 6.2 observamos que a grandes velocidades la resistencia crece considerablemente, debido a su componente parásita.

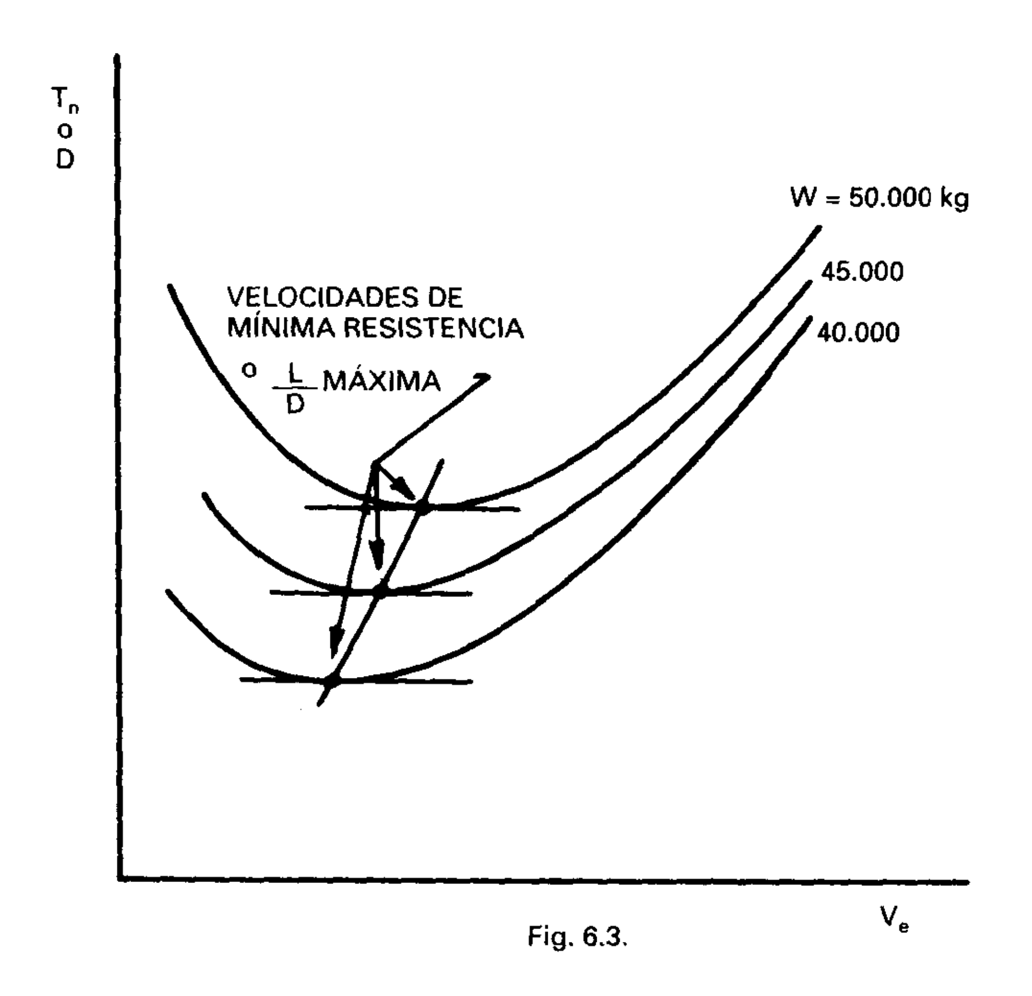


Fig. 6.3.

Podríamos suponer que la mínima resistencia la conseguiríamos volando a baja velocidad (para evitar lo anterior), pero esto supondría volar con un ángulo de ataque grande, para que el aumento de C_L compensara la disminución de velocidad, y la sustentación fuera igual al peso; pero el ángulo de ataque grande significaría un aumento de la resistencia inducida (fig. 6.2) aún más brusco que el aumento de la parásita a grandes velocidades, con el peligro de acercarnos a la pérdida.

En definitiva, la velocidad de mínima resistencia (como hemos visto matemáticamente), es un compromiso entre ambas hipótesis; es simplemente un problema de que el avión presente la actitud más conveniente al aire, lo que nos hace deducir que el ángulo de ataque permanece constante, independiente del peso y de la altitud.

Esto puede comprobarse analíticamente de la siguiente forma:

$$C_D = C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \qquad [6.6]$$

dividiendo por C_L

$$\frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{Dp}}{C_L} + \frac{C_L}{\pi \cdot A \cdot e} \quad ; \quad \frac{C_D}{C_L} \text{ será mínimo cuando la derivada sea cero.}$$

$-\dfrac{C_{Dp}}{C_L^2} + \dfrac{1}{\pi \cdot A \cdot e} = 0$ o sea $C_{Dp} = \dfrac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$, es decir cuando los dos términos de 6.6 sean iguales. Que $\dfrac{C_D}{C_L}$ sea mínimo, equivale a que $\dfrac{C_L}{C_D}$ sea máximo, o que $\dfrac{L}{D}$ sea máximo, hemos llegado a la conclusión de que C_D será mínimo o $\dfrac{L}{D}$ máximo cuando el coeficiente de resistencia parásita sea igual al inducido (de otra forma análoga, habíamos llegado antes a que la resistencia parásita debía ser igual a la inducida) y valdrá

$$C_D = 2\, C_{Dp} \qquad \text{y} \qquad C_L = \sqrt{\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{Dp}}$$

es decir, volando a un C_L constante (independiente del peso y altitud).

Luego el *ángulo de ataque* para obtener el C_D mínimo será independiente del peso y altitud, y por tanto, fijo. También podíamos haber llegado a la misma conclusión, observando que para $\dfrac{C_L}{C_D}$ máximo estaríamos en el punto *C* de la fig. 4.16, y por tanto, con el ángulo de ataque fijo.

6.5. LAS CURVAS DE POTENCIA NECESARIA

En la ec. 6.3, hemos puesto de manifiesto que en vuelo horizontal y sin aceleración, la fuerza de tracción de las hélices T_n debe ser igual a la resistencia *D*, para obtener la potencia necesaria bastará multiplicar por la velocidad de vuelo *V* (velocidad verdadera).

$$P_n = D \cdot V = \left(a \cdot V_e^2 + \frac{b \cdot W^2}{V_e^2} \right) \cdot V \quad \text{recordando que } V = \frac{V_e}{\sqrt{\sigma}}$$

$$P_n = D \cdot V = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \left(a\, V_e^3 + \frac{b \cdot W^2}{V_e} \right) \qquad [6.7]$$

Análogamente a lo que ocurría con la tracción necesaria, observamos que la potencia necesaria es la suma de una potencia que llamaremos parásita, más otra que llamaremos inducida. Cada uno de los sumandos y la suma P_n están representados en la fig. 6.4, para una altitud, (obsérvese que ahora P_n depende de σ y, por tanto, de la altitud), y un peso determinados.

Es interesante fijarnos en el valor de V_e que corresponde a la tangente trazada desde el origen de coordenadas a la curva. Cualquier otra recta que

uniere un punto de la curva con el origen, daría un ángulo α' mayor que el de la tangente α, luego el valor de la tg α será el mínimo, y

$$tg\ \alpha = \frac{D \cdot V}{V_e} = \frac{D}{\sqrt{\sigma}} = mín.$$

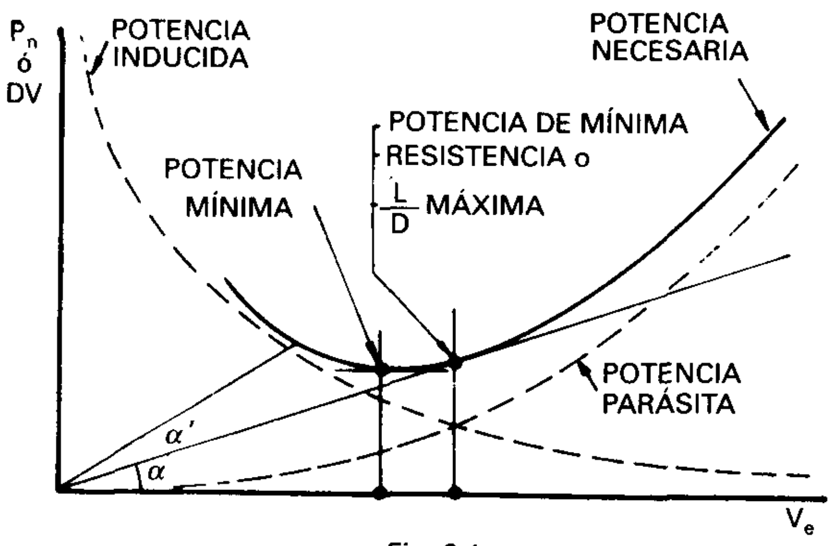


Fig. 6.4.

Fig. 6.5.

como estamos considerando una altitud determinada, $\sqrt{\sigma}$ será constante, y D = *mínimo*, luego la velocidad que le corresponde es la de mínima resistencia o $\frac{L}{D}$ máximo, de la que hemos hablado en el párrafo anterior. Recuérdese la ec. 6.4, y véase que coincide con el punto en que son iguales la resistencia inducida y la parásita.

Como las curvas de potencia necesaria, ec. 6.7, varían con el peso y altitud, se podría dibujar un gráfico para cada altitud, y para un peso fijo, es decir, para cada valor de $\sqrt{\sigma}$ y W (fig. 6.5).

De la ec. 6.7 se puede deducir que como σ disminuye a medida que la altitud aumenta, para un mismo peso, la potencia necesaria aumenta con la altitud.

6.6. MÁXIMO ALCANCE

Se denomina vuelo a máximo alcance, la operación de vuelo en la que el número de kilómetros o millas recorridas, por unidad de peso de combustible consumido es máximo. Es la condición de vuelo, que con una determinada cantidad de combustible en los depósitos, se llegaría más lejos.

En un avión con motor de émbolo, el consumo específico de combustible, *SFC*, permanece prácticamente inalterable, siendo el *SFC* los kg/hora (flujo) de combustible por unidad de potencia suministrada por el motor. La potencia suministrada por el motor *BHP* (Brake Horse Power), vamos a considerar, salvo pequeñas pérdidas que pudieran generarse en el arrastre de algunos mecanismos auxiliares, que es también la potencia en el eje de la hélice, *SHP* (Shaft Horse Power), P_s, llamando m_f al flujo, tendremos por definición de *SFC*:

$$SFC = \frac{m_f}{P_s} \qquad [6.8]$$

Hasta ahora no habíamos hablado de P_s o *BHP*, veremos en 6.10 que esta potencia que proporciona el motor, no se aprovecha íntegramente porque hay pérdidas en la hélice, si el rendimiento de ésta es η_h, la relación entre la potencia disponible finalmente para utilizar P_D y P_s es:

$$P_D = \eta_h \cdot P_s \qquad [6.9]$$

con lo que

$$SFC = \frac{\eta_h \cdot m_f}{P_D} \qquad [6.10]$$

si definimos el alcance específico α como

$$\alpha = \frac{\textit{millas náuticas recorridas}}{\textit{kg de combustible}} = \frac{NM}{kg} \qquad [6.11]$$

el problema del máximo alcance se reduce a encontrar el mayor valor de α. Multiplicando numerador y denominador por la resistencia D, dividiendo por el tiempo t y sutituyendo el valor de m_f tenemos:

$$\alpha = \frac{D \cdot \frac{NM}{t}}{D \cdot \frac{kg}{t}} = \frac{D \cdot V}{D \cdot m_f} = \frac{P_n}{D \cdot m_f} = \frac{P_n \cdot \eta_h}{D \cdot P_D \cdot SFC} \qquad [6.12]$$

como en vuelo estacionario y horizontal la potencia necesaria P_n y la disponible P_D son iguales

$$\alpha = \frac{\eta_h}{D \cdot SFC} \qquad [6.13]$$

como SFC es prácticamente constante, α será máximo para D mínimo, o lo que es igual, para $\frac{L}{D}$ máximo, caso ya estudiado en 6.4, siendo de aplicación todo lo allí expuesto. Interesa fijarse en el hecho de que al ser la curva de D en función de V_e, independiente de la altitud, ésta no tendrá influencia en el alcance máximo, aunque para un peso determinado (ec. 6.5) cuanto mayor sea la altitud de vuelo, al ser la V_{eMD} fija, la velocidad verdadera será mayor, y por tanto el vuelo será de duración menor que a altitudes bajas.

6.7. VELOCIDAD DE POTENCIA MÍNIMA O DE MÁXIMA AUTONOMÍA

En la fig. 6.4 se observa que existe un valor de V_e, para el cual la potencia necesaria es mínima; para hallar el valor de V_e, bastará derivar la ec. 6.7, e igualar la derivada a cero.

$$\frac{d P_n}{d V_e} = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \left(3 \cdot a \cdot V_e^2 - \frac{b \cdot W^2}{V_e^2} \right) = 0 \qquad \text{de donde}$$

$$V_e = \sqrt[4]{\frac{b}{3 \cdot a}} \cdot \sqrt{W}\,, \qquad [6.14]$$

Sustituyendo los valores *b* y *a*, queda:

$$V_{pn_{min}} = \sqrt[4]{\frac{1}{3\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{Dp}}} \cdot \sqrt{\frac{W}{1/2\, \rho_0 \cdot S}} \qquad [6.15]$$

que solamente depende del peso, ya que el resto de los términos son constantes. Dividiendo las ec. (6.15 y 6.5) entre sí, obtenemos la relación entre las velocidades de potencia mínima y resistencia mínima: $V_{pn_{min}} = \frac{V_{MD}}{\sqrt[4]{3}} = 0,76\, V_{MD}$

Luego para un peso determinado, la velocidad equivalente de potencia mínima es fija.

Es interesante comprobar que para la potencia necesaria mínima, la relación de P_n parásita a P_n inducida, es 1/3.

$$\frac{P_n\ parásita}{P_n\ inducida} = \frac{a\, V_e^3}{b\, \frac{W^2}{V_e}} = \frac{a\, V_e^4}{b \cdot W^2}$$

sustituyendo el valor de la ec. 6.14 queda: $\frac{a\, .\, b}{b \cdot 3a} \cdot \frac{W^2}{W^2} = 1/3,$

que expresado en forma de coeficientes

$$C_{Dp} = 1/3\, \frac{C_L^2}{\pi A \cdot e}$$

También se verifica que volando con potencia mínima (máxima autonomía), en vuelo rectilíneo y horizontal ($W = L$), la relación $C_D/D_L^{3/2}$ es mínima. La ec. 6.7 se puede escribir:

$$P_n = D \cdot V = D\, \frac{W}{L}\, V = \frac{C_D}{C_L} \cdot W \cdot V = W\, \frac{C_D}{C_L} \left(\frac{W}{\frac{1}{2}\, \rho S C_L} \right)^{1/2} =$$

$$= \left(\frac{W^3}{\frac{1}{2} \rho S} \right)^{1/2} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) \qquad [6.16]$$

de donde para un peso constante, se deduce que dicha relación debe ser mínima, o si se prefiere $C_L^{3/2}/C_D$ máxima.

Teniendo en cuenta que en vuelo estacionario y horizontal la potencia necesaria P_n y la disponible P_D son iguales, la ec. 6.10, que proporciona el valor del *SFC*, queda: $SFC = (\eta_h\, .\, m_f)/P_n$.

Si se vuela ahora a la velocidad a la cual la potencia necesaria es mínima, como *SFC* es prácticamente cte., resultará que el valor de m_f también será mínimo, luego el combustible durará el máximo tiempo, y el avión estará el mayor número de horas en el aire, resultando que: *la velocidad de mínima potencia es también la de máxima autonomía*.

En la fig. 6.4 se observa que esta velocidad de máxima autonomía es menor que la de máximo alcance.

Igualmente, conforme se consume combustible, la potencia necesaria para el vuelo va disminuyendo (fig. 6.5), al disminuir el peso del avión, lo que haría que el avión fuera acelerándose, tomando una velocidad superior a la óptima para este tipo de vuelo, y que obligaría a ir reduciendo la potencia paulatinamente.

En estas condiciones, el avión será muy susceptible a las turbulencias y variaciones del centro de gravedad que pueden ser causadas por el movimiento de los pasajeros.

Este tipo de desventajas se presentan también, aunque no en forma tan acusada, en el vuelo de máximo alcance; por ello se utiliza, en vez de este último, el largo alcance (Long Range).

El ángulo de ataque para autonomía máxima será superior al ángulo de ataque para alcance máximo, y juega un papel importante en las actuaciones de subida y en el techo de los aviones con motor de émbulo.

Conocemos, por la ec. 6.15, la velocidad equivalente que debe llevar el avión para estar el mayor número de horas en el aire, pero al contrario de lo que ocurre con el alcance máximo, *aquí sí tiene importancia la altitud,* ya que al ser el flujo de combustible proporcional a la potencia, interesa que ésta sea mínima, como ya sabemos, pero el valor de este mínimo, depende de la altitud (fig. 6.5), siendo más pequeño cuanto menor sea ésta. Luego la altitud deberá ser lo menor posible. (Es un mínimo de mínimos.)

6.8. LARGO ALCANCE (LONG RANGE)

Se denomina así a una operación, a una velocidad algo mayor que la precisa para obtener el máximo alcance, con una pérdida de 1% en éste.

Debido a este aumento de la velocidad, las turbulencias y el movimiento de los pasajeros tienen menos efecto sobre el avión, siendo más fácil mantener una altitud y velocidad dadas, con la consiguiente ventaja de no cansar excesivamente a la tripulación.

Este tipo de crucero es el más utilizado, generalmente para distancias grandes.

Análogamente a los casos de máxima autonomía y máximo alcance se deben efectuar reducciones de potencia, conforme el peso disminuye normalmente, estas reducciones de potencia se programan para disminuciones de peso de 1.000, 2.000 o 2.500 kg.

El mayor consumo de combustible respecto al máximo alcance puede venir compensado por el ahorro en tiempo, debido a la mayor velocidad.

6.9. INFLUENCIA DEL VIENTO

Las componentes del viento en cara o en cola, varían la velocidad para obtener el máximo alcance; no influyen, sin embargo, sobre el valor de máxima autonomía, ya que ésta depende solamente de la potencia de los motores, que debe ser la mínima $\left(m_f = \frac{kg}{hora} \; mínimo \right)$

La potencia necesaria para el vuelo, será la misma con viento que sin él, ya que la resistencia al avance del avión depende de la velocidad de éste respecto al aire, luego será la misma que habíamos visto en la fig. 6.4. El máximo alcance nos lo proporciona el máximo valor de:

$$\alpha = \frac{Millas}{kg} = \frac{Millas / hora}{kg / hora} = \frac{V}{kg / h} \; máx. \text{ (o lo que es igual)}$$

$\left(\frac{kg / hora}{V} \; mínimo \text{ o } \frac{Potencia}{V} \; mínimo \right)$ pero obsérvese que la V que figura en las expresiones anteriores, proviene de intentar obtener el valor máximo de $\frac{Millas}{kg}$,es decir, será la velocidad sobre el suelo; para obtener este valor máximo haremos igual que en 6.5; trazar la tangente desde el origen de coordenadas a la curva de potencia necesaria, solamente que el origen de las velocidades vendrá desplazado como se indica en la fig. 6.6, según la componente de viento en cara, o viento en cola.

Para el caso de viento en cara, la velocidad que proporciona el máximo alcance será mayor que para viento nulo y menor que con viento en cola (véase fig. 6.6).

En ambos casos, la velocidad de vuelo para máximo alcance no corresponderá ya al valor máximo de $\frac{L}{D}$ máximo, como ocurría con viento nulo.

Debido a los inconvenientes que hemos indicado, que se presentan al volar con el valor exacto de la velocidad para proporcionar el máximo alcance, se puede tomar como norma general el aumentar la velocidad en el caso de viento en cara, y dejarla inalterable en el caso de viento en cola (igual velocidad que si no existiera componente de cola).

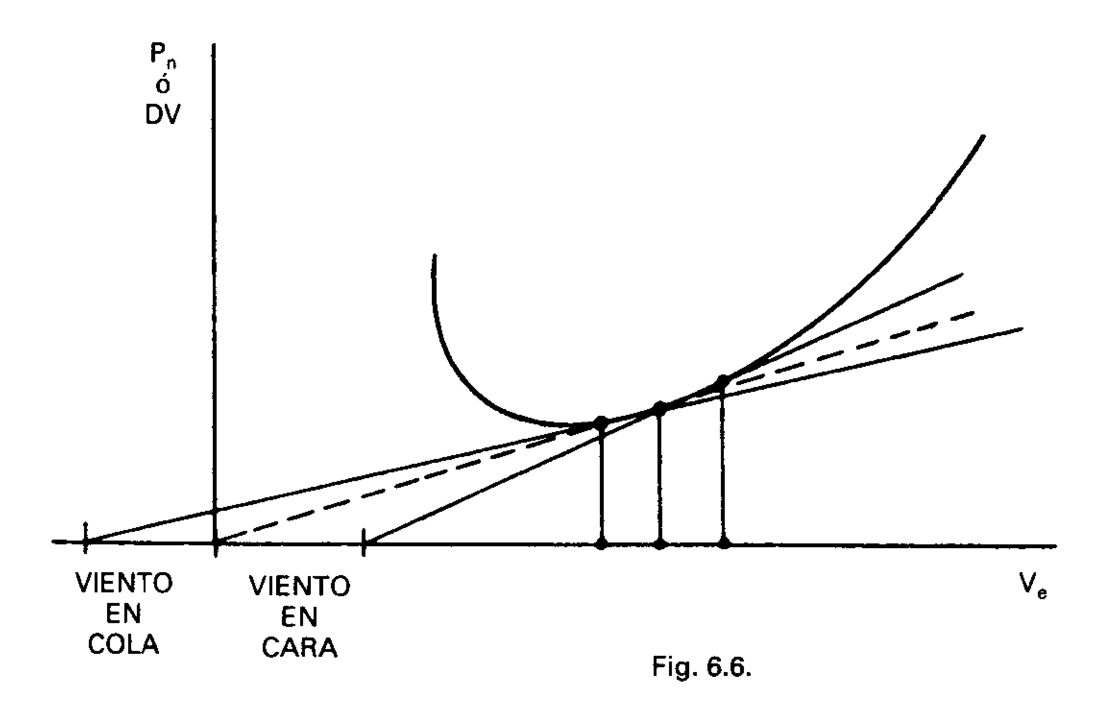


Fig. 6.6.

Dado que el largo alcance (Long Range) se define como aquella operación de vuelo de velocidad superior a la del máximo alcance, con una pérdida de un 1% en el número de millas recorridas, lo anteriormente dicho es válido para vuelo a largo alcance.

6.10. CURVAS DE POTENCIA DISPONIBLE

Hasta ahora, nos hemos preocupado únicamente de las potencias que el avión necesita para vuelo horizontal y sin aceleración, sin considerar la potencia que el grupo motopropulsor (motor más hélice) *proporciona.*

Las curvas de potencia disponible se obtienen de los gráficos de potencia del motor y de las de la hélice.

Si se utiliza una hélice de paso variable, el motor es capaz de proporcionar prácticamente su potencia máxima a cualquier velocidad si fuera necesario. La potencia al freno del motor, multiplicada por el rendimiento de la hélice η_h nos dará la potencia disponible P_D (ec. 6.9).

$$P_D = BHP \cdot \eta_h = P_s \cdot \eta_h$$

η_h = *eficacia (o rendimiento) de la hélice.*

Sin entrar en más detalle por ahora, podemos suponer que las curvas de potencia disponible son del tipo de las que se indican en las figs. 6.7 y 6.8.

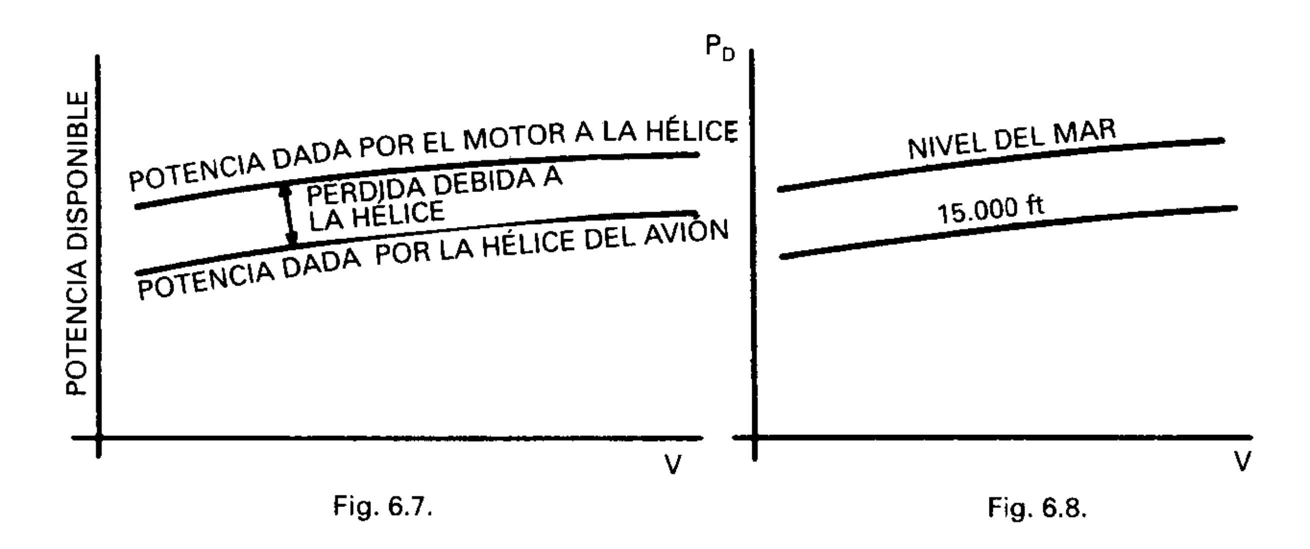


Fig. 6.7.

Fig. 6.8.

Profundizando algo más: con las r.p.m. del motor constantes, por ejemplo, a nivel del mar, se puede mantener la potencia del motor aunque vaya aumentando la altitud, avanzando la palanca de gases de modo que se vaya compensando la disminución de presión de la atmósfera, hasta que se llega a la máxima posición, *full throttle*. Esta altitud a la cual se consigue, para esas r.p.m., mantener la potencia igual a la de nivel del mar se denomina altitud crítica para esas r.p.m. Si en el caso de la fig. 6.8, la altitud crítica fuera 10.000 ft, la curva de nivel del mar sería válida hasta 10.000 ft y sólo por encima de esa altitud empezaría a disminuir la potencia con ese número de r.p.m.

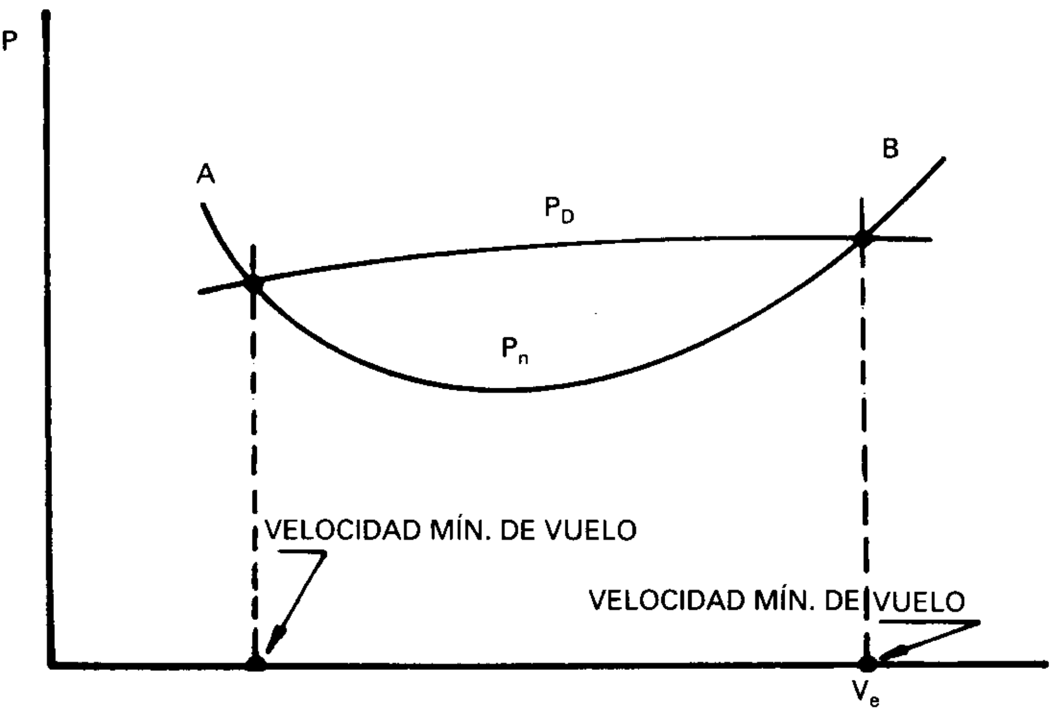


Fig. 6.9.

6.11. VELOCIDAD MÁXIMA Y MÍNIMA EN VUELO HORIZONTAL

Dibujando las curvas de potencia necesaria y disponible, fig. 6.9, para un peso y altitud determinados, sabemos que en el vuelo horizontal al ser $D = T$, la potencia necesaria $D \cdot V$, debe ser igual a la potencia disponible $T \cdot V$, luego para el régimen de motor que proporciona esta potencia de la figura, el avión estará en vuelo horizontal en los puntos A o B; el A será el que corresponde a la mínima velocidad y el B a la máxima. Naturalmente, estamos refiriéndonos a vuelo horizontal y sin aceleración, ya que para esos mismos pesos, altitud y potencia, el avión podría estar a cualquier velocidad intermedia, entre V_A y V_B, pero existiría exceso de potencia disponible sobre la necesaria, que se invertiría en acelerar el avión hasta la velocidad V_B, si está en vuelo horizontal, o en subir.

6.12. EFECTOS DE CAMBIOS DE POTENCIA DEL MOTOR

Hasta ahora, hemos supuesto que para una cierta velocidad del avión, la potencia disponible es una cantidad fija.

Como sabemos, realmente no ocurre así, ya que la potencia del motor puede variarse considerablemente por medio de los controles del motor, r.p.m., mezcla y compresores.

En la fig. 6.10 representamos para un peso y una altitud determinados la potencia necesaria, y la potencia disponible para dos condiciones.

La velocidad máxima que se puede obtener con la potencia de despegue es la mayor de todas, y la velocidad mínima ligeramente inferior a la que se

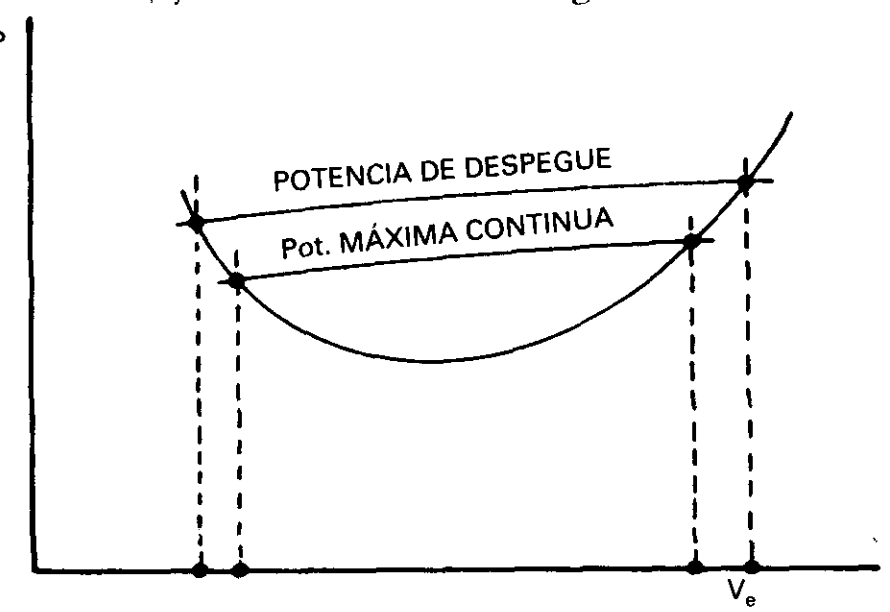


Fig. 6.10.

podría obtener con potencias menores. Los cambios más importantes serán en la velocidad vertical de ascenso.

En general, esta potencia máxima no podrá ser mantenida por el motor durante mucho tiempo y existirá una limitación por el peligro de producir un daño serio al motor.

Los efectos de reducir la potencia se aprecian en la fig. 6.10, bien operando con los comprensores, bien bajando las r.p.m., o con ambos.

Desde el punto de vista del avión no importa cómo se efectúe la reducción de potencia; pero desde el punto de vista de economía del combustible, sí, siendo generalmente aconsejable reducir las r.p.m.

En general, puede observarse que al reducir la potencia, la velocidad máxima disminuye, y la velocidad mínima aumenta ligeramente. Obsérvese que la mínima velocidad se obtiene precisamente con la máxima potencia.

Si se fuera reduciendo la potencia, llegaría a existir solamente una velocidad posible para el vuelo horizontal con dicha potencia, que sería precisamente la que proporcionaría la máxima autonomía.

6.13. CRUCERO CON POTENCIA CONSTANTE

Es la técnica más simple de crucero, y consiste en seleccionar una potencia determinada, y volar con ella el total o una parte del vuelo. Tiene el inconveniente de que el consumo de combustible puede llegar a ser demasiado alto, especialmente si el vuelo es de gran duración o existe viento en cola; en general, esta técnica de crucero será apropiada cuando interesa la alta velocidad, más que la economía.

Las ventajas que presenta, son: que es más fácil para el piloto y el mecánico, y un ahorro de tiempo considerable.

Las bujías presentan una tendencia a emplomarse mayor cuando la potencia se mantiene constante durante largos períodos que cuando se hacen cambios frecuentemente.

6.14. CRUCERO CON VELOCIDAD CONSTANTE

Consiste en ir efectuando reducciones de potencia conforme el peso va disminuyendo (debido al combustible consumido), con el fin de mantener durante el vuelo una determinada velocidad.

El consumo de combustible varía ampliamente según la velocidad escogida.

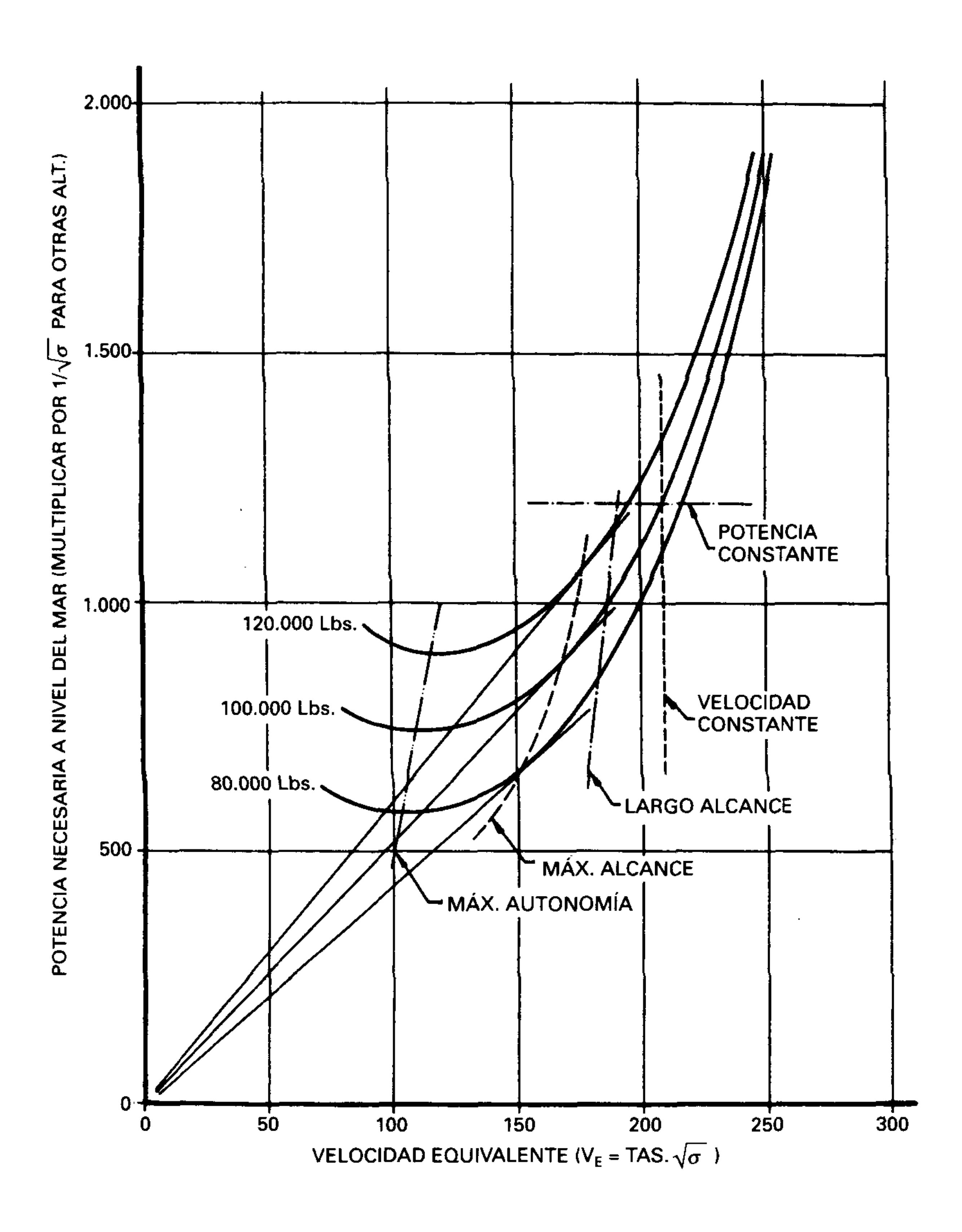

POTENCIA NECESARIA A NIVEL DEL MAR (MULTIPLICAR POR 1/√σ PARA OTRAS ALT.)
2.000
1.500
1.000
500
0
120.000 Lbs.
100.000 Lbs.
80.000 Lbs.
POTENCIA CONSTANTE
VELOCIDAD CONSTANTE
LARGO ALCANCE
MÁX. ALCANCE
MÁX. AUTONOMÍA
0
50
100
150
200
250
300
VELOCIDAD EQUIVALENTE (V_E = TAS. √σ)

Fig. 6.11.

6.15. ACTUACIONES DE SUBIDA

En la fig. 6.12 se representan los tres ángulos que se forman entre: la horizontal, la trayectoria y el eje del avión.

- Ángulo de ataque: α.
- Ángulo de subida: γ.
- Ángulo de asiento: θ.

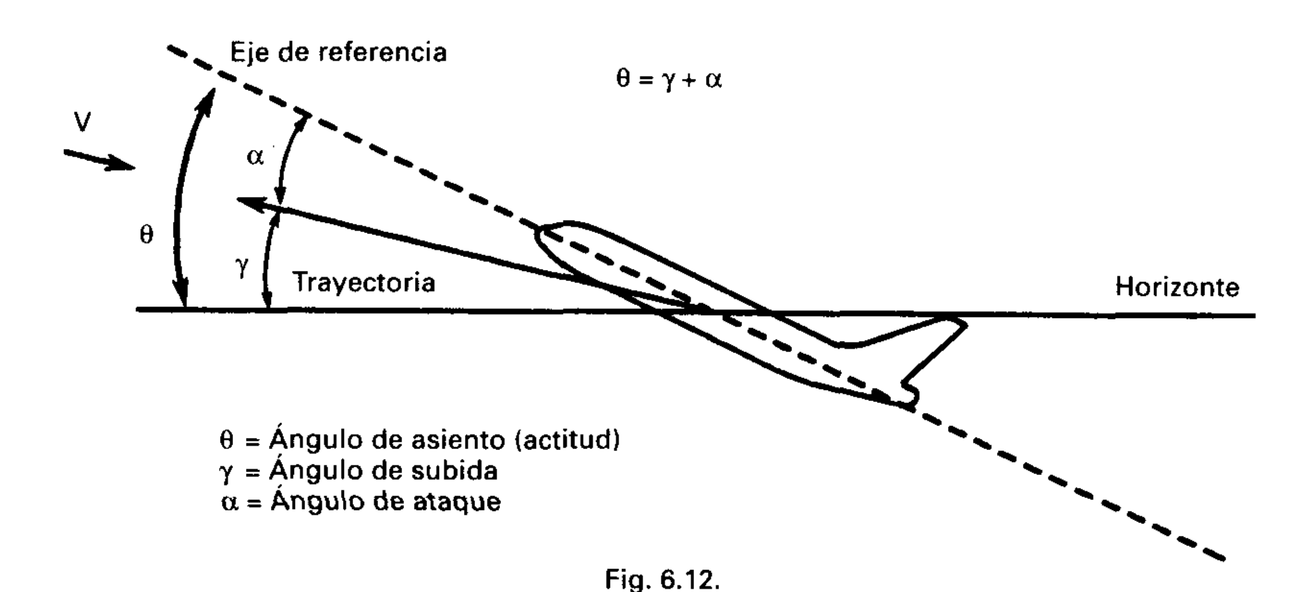


Fig. 6.12.

Durante la subida, el avión se verá sometido a las mismas fuerzas que en vuelo horizontal; peso, sustentación, tracción de hélices y resistencia al avance, como tales fuerzas, las podemos representar por vectores con las direcciones que indica la fig. 6.13.

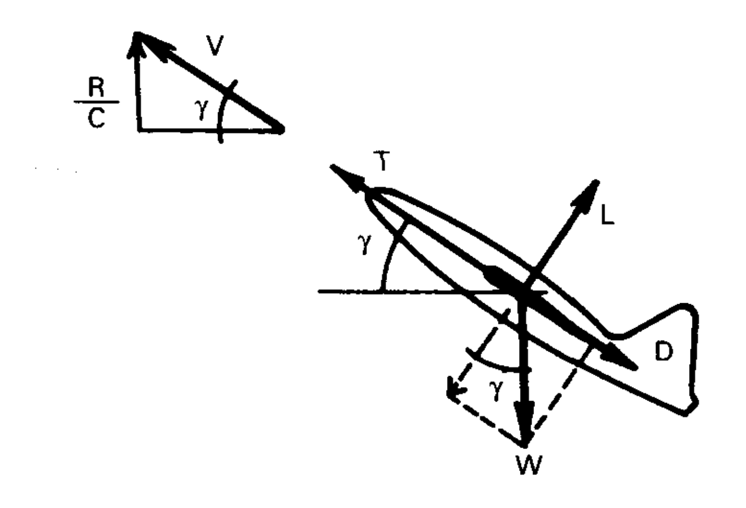


Fig. 6.13.

Proyectando estas fuerzas según la dirección de vuelo, y según la perpendicular a ésta, obtenemos:

$$T = D + W \cdot sen\, \gamma \qquad [6.17]$$

$$L = W \cdot cos\, \gamma \qquad [6.18]$$

Estas ecuaciones nos hacen ver que, así como en vuelo horizontal la tracción T era igual a la resistencia D, en la subida, se necesita una tracción superior a la resistencia, y que conforme mayor sea el ángulo de subida, mayor deberá ser la tracción.

También observamos que la sustentación es ligeramente menor que el peso.

Normalmente, el ángulo de subida γ es pequeño, y podemos sustituir:

sen $\gamma \simeq \gamma$ (en radianes), y cos $\gamma \simeq 1$ quedando:

$$\left.\begin{array}{l} T = D + W \cdot \gamma \\ L = W \end{array}\right\} \gamma = \frac{T - D}{W} \qquad [6.19]$$

El valor de la velocidad vertical de ascenso, *R/C, Rate of Climb,* obtenido de la fig. 6.13 es:

$$R/C = V\, sen\, \gamma$$

que con la hipótesis de γ pequeño queda:

$$R/C = V \gamma \qquad [6.20]$$

$$\textit{Ángulo de subida: } \gamma = \frac{R/C}{V} \qquad [6.21]$$

Sustituyendo en la ec. 6.20 el valor de γ de la ec. 6.19:

$$R/C = \frac{(T - D) \cdot V}{W} \qquad [6.22]$$

En donde $(T - D) \cdot V$ representa el exceso de potencia sobre la necesaria para mantener el vuelo horizontal, o también la diferencia entre potencia disponible y potencia necesaria en vuelo horizontal, es decir,

$$R/C = \frac{P_D - P_n}{W} \qquad [6.23]$$

En la fig. 6.14 representamos la potencia necesaria (recuérdese fig. 6.4) y la potencia disponible (fig. 6.7), para una altitud y peso determinados. (Ob-

sérvese que colocamos en abcisas V en lugar de V_e, como estamos haciéndolo para una altitud determinada $\sigma = cte$ la relación entre V y V_e será fija, luego será igual que la fig. 6.4, excepto corrigiendo por un factor de escala el eje de abcisas.)

En la fig. 6.15 representamos la diferencia $P_D - P_n$ obtenida de la fig. 6.14, dividida por el peso W, que es precisamente R/C, y vemos que existe un valor máximo de R/C para una velocidad determinada.

En la figura 6.15 el cociente entre la ordenada de un punto cualquiera de la curva R/C y la abcisa correspondiente V, $\dfrac{R/C}{V}$, es precisamente el ángulo de subida γ, y su valor máximo se alcanza en el punto correspondiente a la tangente desde el origen de coordenadas.

$$\gamma_{máx} = tg\ \alpha = \left(\frac{R/C}{V}\right)_{máx} \qquad [6.24]$$

Por la forma de la figura se observa que la velocidad para subir con el ángulo de subida máximo es menor que la velocidad para subir con la máxima velocidad vertical $(R/C)_{máx}$, es interesante tenerlo en cuenta para el despeje de un obstáculo.

Si el valor de la potencia disponible fuera constante, el valor R/C máximo ocurriría a la misma velocidad en que se obtendría la autonomía máxima, es decir, en el punto de potencia mínima. Como suele ocurrir que la potencia disponible disminuye algo, conforme disminuye la velocidad, resulta que el valor que da el R/C máximo está entre los puntos de potencia mínima y alcance máximo.

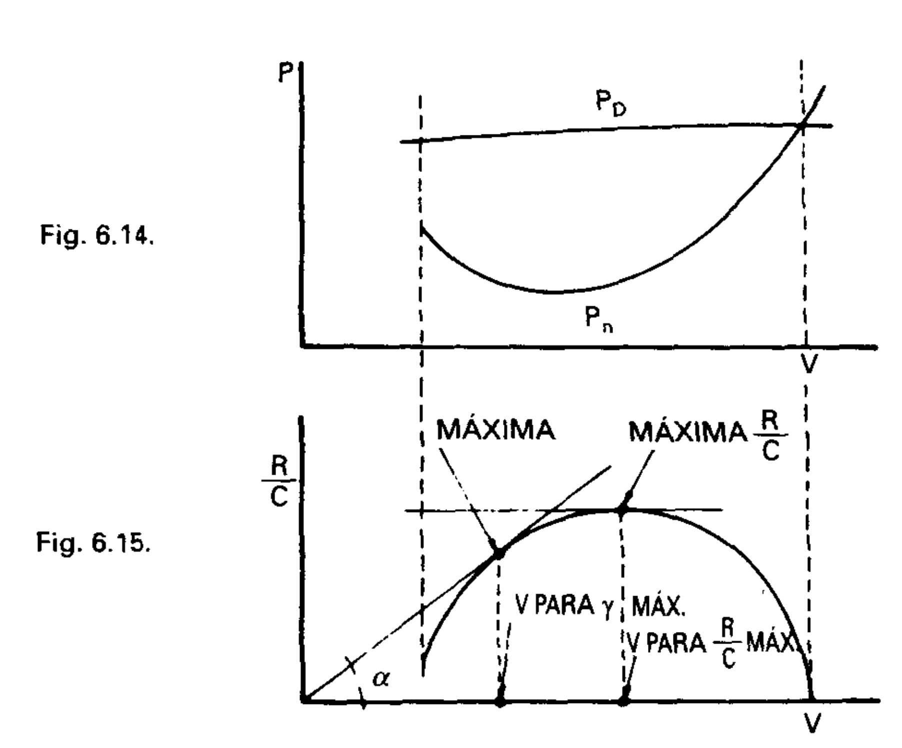


Fig. 6.14.

Fig. 6.15.

Obsérvese que, actuando sobre la palanca, lo que se hace es variar la velocidad de vuelo, y, por tanto, el *R/C* y el ángulo de subida. La palanca es, pues, la que nos permitirá escoger la velocidad de vuelo que deseamos en la subida, dentro de la infinidad de valores que existen entre las velocidades mínima y máxima de vuelo horizontal. En el caso representado en las *figs.* 6.14 y 6.15, sería entre la velocidad máxima de vuelo horizontal y la de pérdida V_S, ya que la mínima de vuelo horizontal no se alcanza por ser mayor V_S (línea vertical de puntos).

Una vez que se ha escogido la velocidad del avión en la subida, si se desea aumentar el valor de *R/C* o del ángulo, o disminuir, se logrará actuando solamente con el mando de gases, aumentando o disminuyendo P_D. Naturalmente que en el caso de despegue no existe esta posibilidad de aumentar el valor de P_D, que es el máximo, luego la subida inicial deberá efectuarse con una velocidad que proporcione el máximo ángulo de subida o que sea próxima a ella. El viento no influye en el valor de *R/C*, pero sí en el valor de γ, ya que significa una variación del origen de coordenadas en la fig. 6.15, análoga al de la fig. 6.6; en el caso de viento en cara, la pendiente de la trayectoria aumenta, y con viento de cola disminuye.

En la fig. 6.16 se representan los ángulos de asiento, subida, descenso y ataque, con el avión subiendo, en vuelo horizontal y descendiendo.

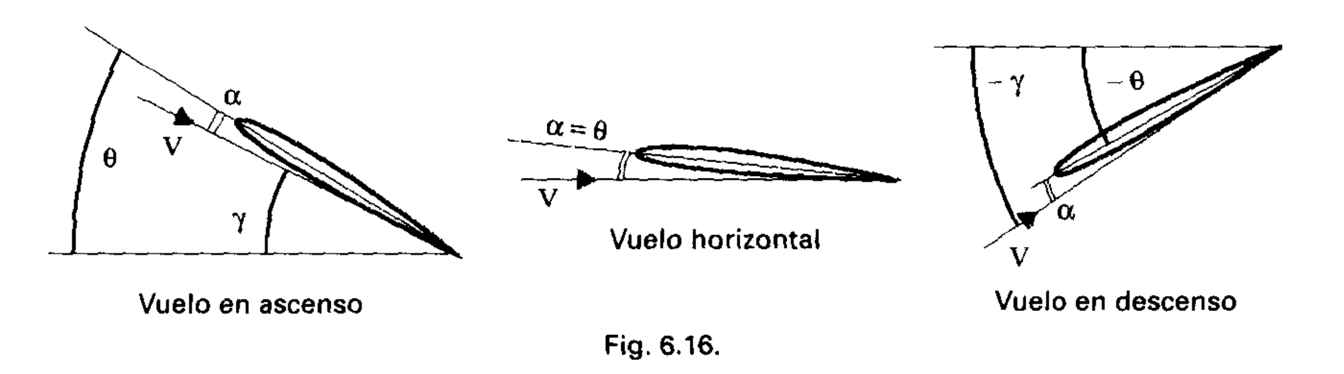


Fig. 6.16.

6.16. ACTUACIONES DE DESCENSO

De la misma forma que en la subida, de la fig. 6.17 obtenemos las siguientes ecuaciones:

$$L = W \cdot \cos\gamma \qquad \text{Para } \gamma \text{ pequeño} \qquad L = W \qquad [6.25]$$

$$T + W \cdot \text{sen}\,\gamma = D \qquad\qquad T + W \cdot \gamma = D \qquad [6.26]$$

$$\gamma = \frac{D - T}{W} \qquad [6.27]$$

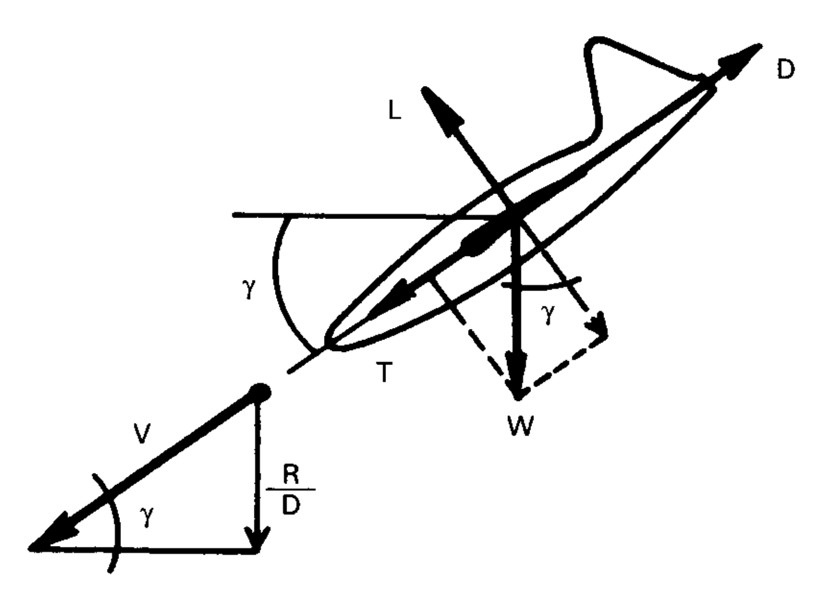


Fig. 6.17.

La velocidad vertical de descenso (*rate of descent, R/D*) será $R/D = V \cdot \text{sen}\ \gamma$, para γ pequeño $R/D = V \cdot \gamma$, sustituyendo el valor de γ obtenido en 6.27.

$$R/D = \frac{(D - T)\ V}{W} = \frac{P_n - P_D}{W} \qquad [6.28]$$

De forma análoga a la subida, deducimos gráficamente los valores de *R/D* mínimo y γ mínimo observando que la velocidad de ángulo γ de descenso mínimo, es superior a la velocidad vertical de descenso mínimo (figs. 6.18 y 6.19).

Debido a la forma de las curvas, resulta además que la velocidad de ángulo γ de descenso mínimo es prácticamente igual a la velocidad de máxima velocidad vertical de ascenso $(R/C)_{máx.}$.

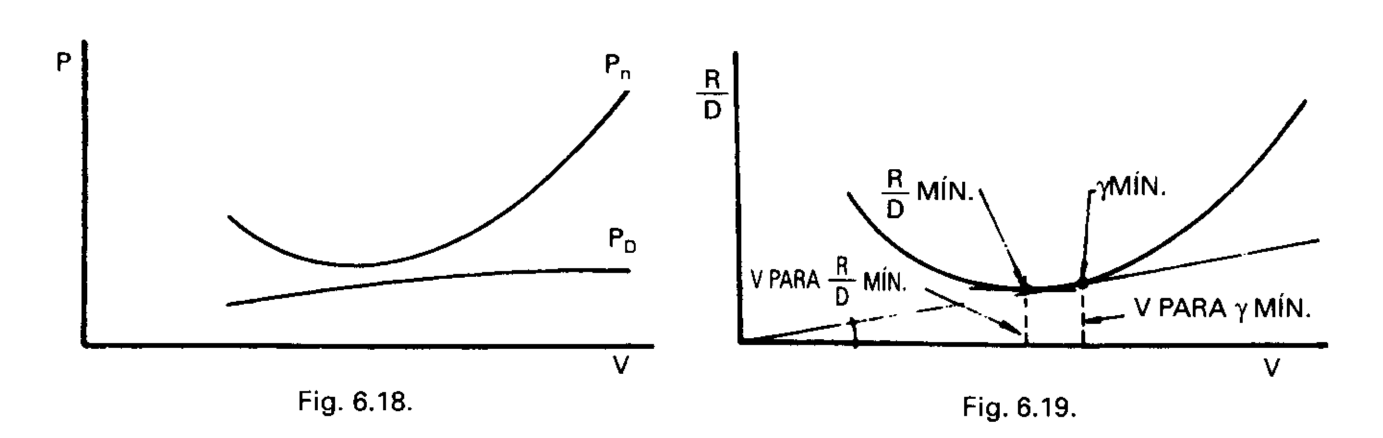


Fig. 6.18.

Fig. 6.19.

El estudio del planeador, o de parada de todos los motores, es un caso particular de éste, en el que $P_D = 0$ y $T = 0$, el ángulo de descenso será:

$$\gamma = \frac{D}{W} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{f} \qquad [6.29]$$

Interesa seleccionar un ángulo de ataque que proporcione el valor de f para que γ sea mínimo, es decir, volar con el ángulo de ataque que proporciona la fineza máxima y será:

$\gamma_{mín.} = \frac{1}{f_{máx.}}$ · Como puede observarse $\gamma_{mín}$. es independiente del peso. Por tanto, en la distancia que recorra hasta llegar al suelo, no intervendrá el peso del avión. El peso sólo influirá en que la velocidad sea mayor o menor.

Análogamente al caso de la subida, el viento influye en el ángulo de descenso, aumentando con el viento en cara y disminuyendo con el viento en cola.

6.17. VIRAJE

En un viraje, el avión se ve sometido a las fuerzas que se indican en la fig. 6.20. Sustentación L, peso W, y fuerza de inercia F_i (fuerza centrífuga).

Esta fuerza de inercia es debida a estar describiendo el avión un arco de circunferencia durante el giro, y tener, por tanto, una aceleración centrípeta (o aceleración normal) de valor:

$$a_N = \frac{V^2}{R}$$

en donde V es la velocidad y R el radio de la circunferencia.

La fuerza de inercia tiene por valor: $F_i = m \cdot a_N$, siendo m la masa del avión, o sea:

$$F_i = \frac{W}{g} \cdot a_N \quad ; \quad F_i = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R}, \qquad [6.30]$$

proyectando las fuerzas vertical y horizontalmente, e igualándolas, si es φ el ángulo de inclinación de las alas respecto a la horizontal:

$$L \cos \varphi = W \qquad [6.31]$$

$$L \operatorname{sen} \varphi = F_i \qquad [6.32]$$

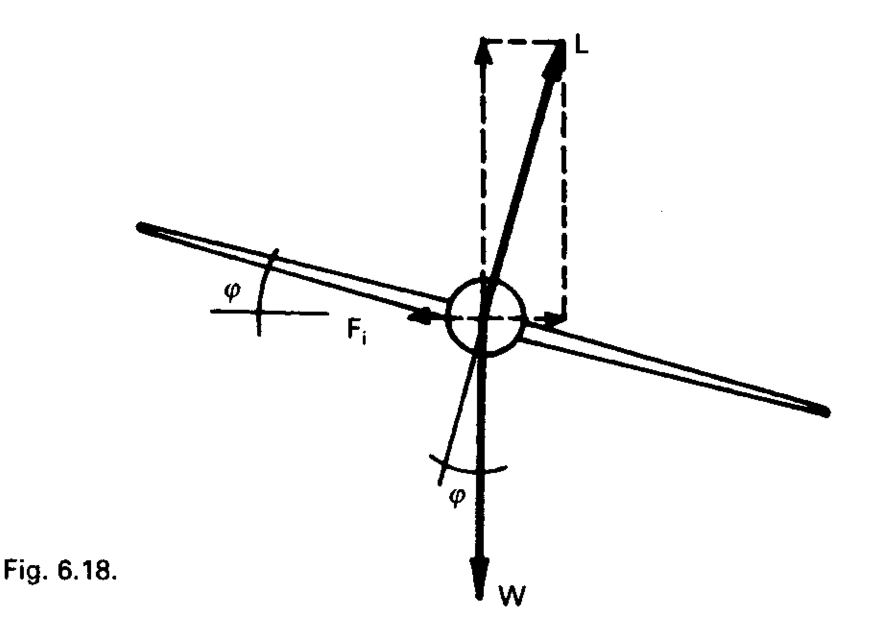


Fig. 6.18.

De la ec. 6.31 se deduce que:

$$L = \frac{W}{\cos \varphi} \qquad [6.33]$$

Como cos φ es siempre menor que la unidad, resulta que la sustentación necesaria en un viraje es mayor que el peso, y tanto mayor deberá ser cuanto mayor sea el ángulo φ, debido a este aumento de la sustentación necesaria.

Estar en un viraje significa lo mismo que volar horizontalmente con un peso mayor, por tanto, la pérdida se alcanza antes, las velocidades de pérdida son mayores en un viraje que en vuelo horizontal para el mismo peso. Vid. ec. 4.19.

La resistencia inducida será mayor que la que existiría en vuelo horizontal para el mismo peso; en una palabra, la potencia necesaria será superior a la del vuelo horizontal. Luego si se mantiene la velocidad constante será necesario aumentar la potencia, y si no se varía la potencia disminuirá la velocidad.

Como precisamente el valor de la resistencia inducida es el que predomina a pequeñas velocidades, los virajes cerrados pueden suponer un aumento considerable de la potencia necesaria para mantener la altitud (fig. 6.21).

Este es el motivo por el que los virajes acusados deben evitarse inmediatamente después del despegue, aproximación, o cualquier situación crítica en la que la potencia no pueda ser aumentada en lo que un viraje exigiría, (por ejemplo, fallo o mal funcionamiento de un motor).

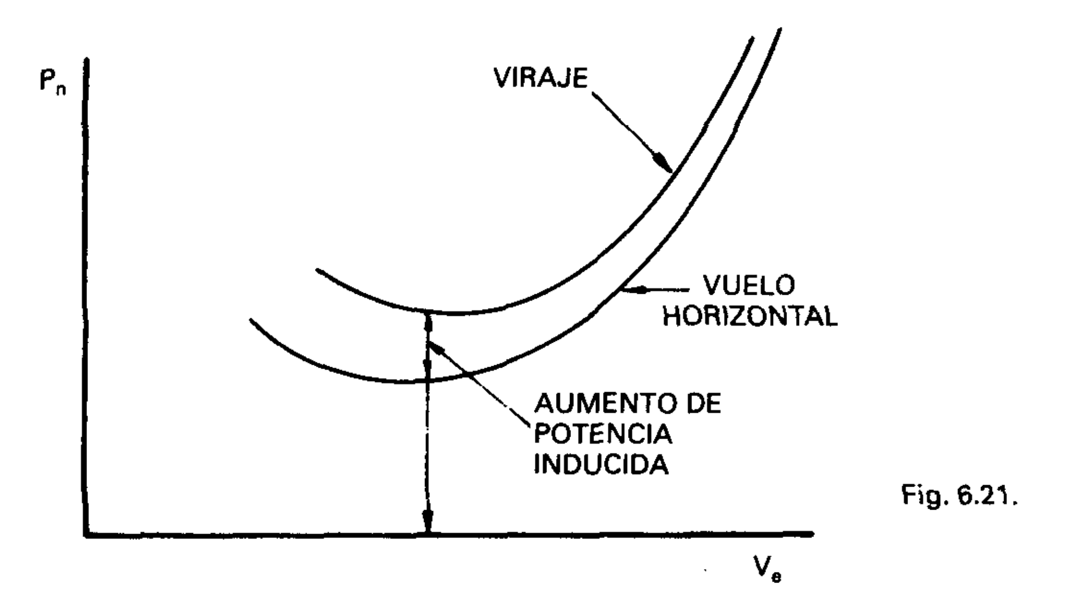


Fig. 6.21.

Además de lo anterior, en ese tipo de condiciones de vuelo, despegue, aproximación, se está próximo a la velocidad de pérdida.

Para obtener el valor del radio de viraje, de las ec. 6.30 y 6.32:

$$L \cdot \text{sen } \varphi = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R},$$

sustituyendo en esta ecuación el valor de L dado por la ec. 6.33 obtenemos:

$$\frac{W}{\cos \varphi} \cdot \text{sen } \varphi = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R},$$

de donde:

$$R = \frac{V^2}{g \cdot tg\, \varphi} \quad [6.34]$$

recordemos que en la expresión anterior V es la TAS, y se deduce que, el radio de viraje aumenta cuando aumenta la TAS o cuando disminuye la inclinación lateral y viceversa.

Como el piloto lo que maneja para el vuelo son las velocidades de anemómetro conviene también escribir la ecuación 6.34, en función de la EAS, sustituyendo en 6.34 la ec. 2.14.

$$R = \frac{V_e^2}{\sigma \cdot g \cdot tg\, \varphi} \quad [6.35]$$

luego para una misma velocidad equivalente, cuanto mayor sea la altitud, σ pequeña, mayor será el valor de R.

La ec. 6.34 que da el radio de giro R, transformada por los factores de conversión adecuados, para entrar con la V en kt (TAS), φ en grados y habiendo sustituido g por su valor queda:

$$R = \frac{V^2}{37{,}05 \cdot tg\,\varphi} \text{ metros} \qquad [6.36]$$

Así, por ejemplo, en un viraje con velocidad de 300 kt, y ángulo de inclinación 45° (tg 45° = 1) obtenemos:

$$R = \frac{300^2}{37{,}05 \cdot 1} = \frac{90.000}{37{,}05} = 2.429\ m$$

La velocidad angular, es decir, los grados por segundo que gira el avión, viene ligada con V y R por la ecuación:

$$\omega = \frac{V}{R} \qquad (\omega = \text{velocidad angular})$$

sustituyendo en esta ecuación el valor de R dado por 6.34, queda:

$$\omega = \frac{V}{\dfrac{V^2}{g \cdot tg\,\varphi}} = \frac{g \cdot tg\,\varphi}{V} \qquad [6.37]$$

sustituyendo la gravedad por su valor y para valores de V (TAS) en Kt, la expresión 6.37 que da el valor de la velocidad angular en grados por segundo es:

$$\omega = \frac{1.092 \cdot tg\,\varphi}{V} \text{ grados/segundo} \qquad [6.38]$$

Así, por ejemplo, para V = 250 kt y φ = 35° es

$$\omega = \frac{1.092 \cdot tg\,35^{\circ}}{250} = 3{,}05 \text{ grados/s}$$

Las relaciones entre la velocidad verdadera, radio de giro, ángulo de inclinación lateral y velocidad angular del avión, expresadas por las fórmulas anteriores se pueden resumir en un gráfico como el que se da en la fig. 6.22. Utilícese el gráfico para los dos ejemplos numéricos anteriores y compruébese la coincidencia de resultados.

Por último, interesa recalcar la importancia de que todos los giros deben estar bien coordinados con el fin de evitar el aumento de resistencia que originaría un derrape.

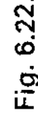


Fig. 6.22.

La evaluación de la resistencia inducida en un viraje D_{iv}, el subíndice v indica condiciones de viraje, respecto a la resistencia inducida en vuelo rectilíneo y horizontal, D_i, se deduce fácilmente:

$$D_{iv} = qSC_{Div} = qS\frac{C_{LV}^2}{\pi Ae}$$

$$D_i = qSC_{Di} = qS\frac{C_L^2}{\pi Ae}$$

dividiendo una ecuación por otra y despejando:

$$D_{iv} = \left(\frac{C_{LV}}{C_L}\right)^2 D_i = \left(\frac{L_V}{L}\right)^2 D_i = \frac{D_i}{cos^2 \phi} \quad [6.39]$$

así, por ejemplo, en un viraje a 60° resulta $D_{iv} = 4D_i$.

6.18. CONTROL DE LA VELOCIDAD Y DE LA ALTITUD

Cualquiera de las técnicas de crucero, máximo alcance, máxima autonomía, largo alcance, potencia constante o velocidad constante, requiere que la velocidad seleccionada se mantenga con tan pocas excepciones como sea posible dentro de un margen de ± 2 kt. Esta tolerancia puede parecer bastante pequeña, pero si se utiliza el sistema apropiado de control, normalmente no resultará demasiado difícil: *En crucero el timón de profundidad es básicamente el control de velocidad y la potencia el control de altitud. En la subida o descenso debe utilizarse como control básicamente la potencia.*

Recordemos brevemente cuáles son los controles del avión y en qué forma actúan, hecho que no siempre se comprende perfectamente.

Podríamos decir primeramente, que el timón de profundidad no es el control para subida o descenso, *el timón de profundidad es básicamente un control del ángulo de ataque, o si se prefiere de la velocidad, el avión sube o desciende según actuemos sobre los gases,* no obstante, con la palanca podemos tener un efecto indirecto en la subida o descenso.

Para comprender mejor lo anterior, imaginemos vuelo de crucero a 250 kt., (tengamos en la mente las curvas de potencia necesaria y disponible) si el piloto tira de la palanca, el avión disminuye la velocidad a 215 kt, y aumenta el ángulo de ataque, sin embargo, sabemos que también sube, pero ello es debido a que al volar a menor velocidad no necesita tanta potencia como antes para vuelo horizontal, y como tiene exceso de potencia por no haber tocado los gases, el avión sube. Cortemos ahora gases suavemente, el avión dejará de subir, y si no movemos la palanca, se mantendrá en vuelo horizontal a 215 kt. Metamos nuevamente gases, sin tocar la palanca de su posición, el avión mantendrá su velocidad y empezará a subir; o bien al mis-

mo tiempo de meter gases empujemos la palanca, ahora la velocidad aumentará y el avión no cambia de altitud.

El control para la subida o el descenso son básicamente los gases, con el timón de profundidad lo que se hace es seleccionar la velocidad. De todas las posibles velocidades que podemos seleccionar sólo existe una, volando en el primer régimen, que dará subida nula, es decir, vuelo horizontal.

6.19. VUELO EN EL SEGUNDO RÉGIMEN

En 6.12 hemos visto que para una misma potencia disponible existen dos posibles velocidades de vuelo, una máxima y otra mínima. En el gráfico de potencias-velocidades podemos dividir el plano en dos regiones, fig. 6.23 que corresponden a dos tipos de vuelo que denominaremos 1.° y 2.° régimen.

Prácticamente, el vuelo en el 2.° régimen sólo es posible con potencias bajas, ya que a potencias altas, como vimos en 6.12, la velocidad mínima iría disminuyendo, y quedaría por debajo de la pérdida, no siendo, por tanto, posible volar más que en el primer régimen.

En la fig. 6.23 se observa que a velocidades muy pequeñas, próximas a la de pérdida, la potencia necesaria es relativamente grande para vuelo horizontal (2.° régimen). Como vemos el punto que separa ambas regiones viene determinado por la velocidad de máxima autonomía. Volando en el 2.° régimen (velocidad inferior a la de máxima autonomía) un aumento de

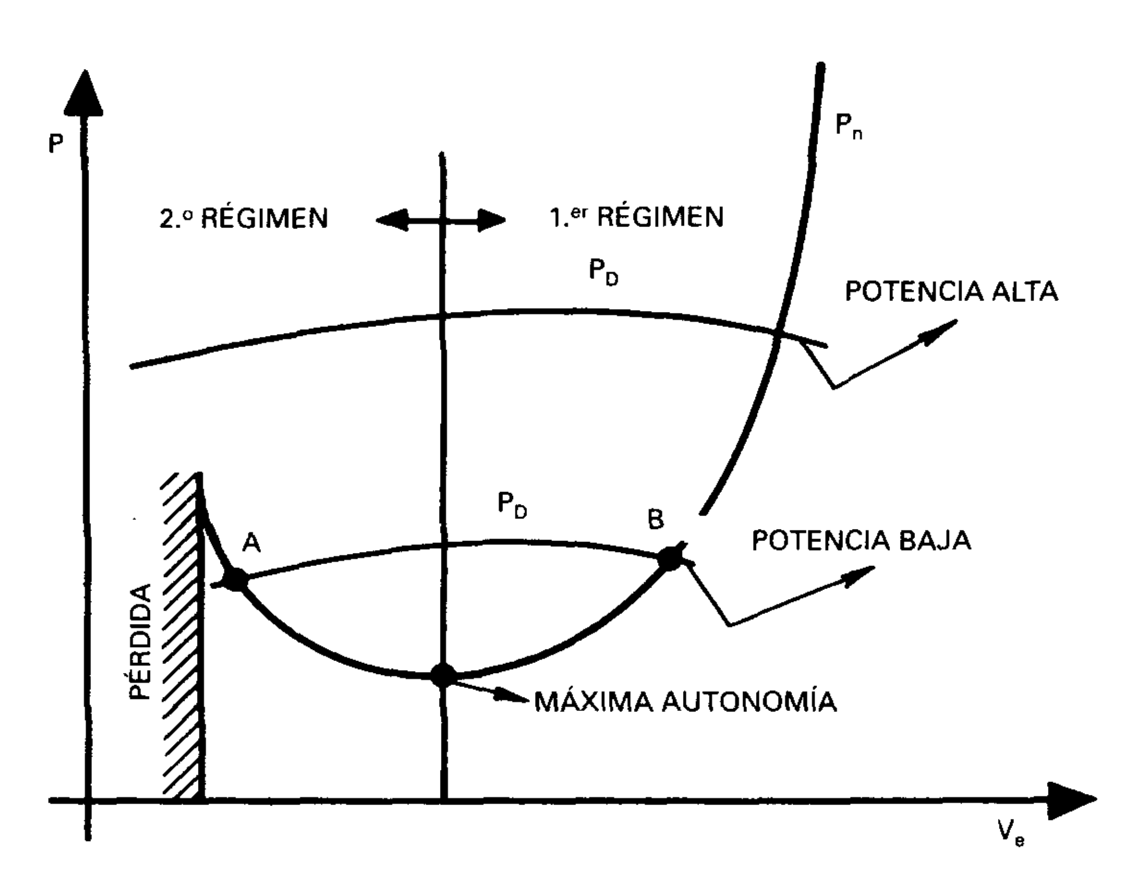


Fig. 6.23.

la velocidad significaría que sería necesaria menos potencia. Volando en el primer régimen (velocidad superior a la de máxima autonomía), un aumento de la velocidad significaría que sería necesaria más potencia. Este tipo de vuelo, y estas características son las normales, la resistencia que predomina en esta región es la parásita.

En el vuelo en el 2.° régimen, observamos que las características son contrarias a las normales; la resistencia que predomina es la inducida.

De lo que hemos expuesto hasta ahora del 2.° régimen, aparentemente se podría deducir que al disminuir la potencia tendría lugar un aumento de la velocidad o viceversa. Esto no es cierto, ya que el control primario de la velocidad no es la potencia.

El vuelo en el 2.° régimen sólamente significa que una velocidad mayor, necesita una potencia menor y viceversa.

En el primer régimen, en vuelo horizontal y sin aceleración, la representación en el gráfico potencias-velocidades sería la del punto B de la fig. 6.24.

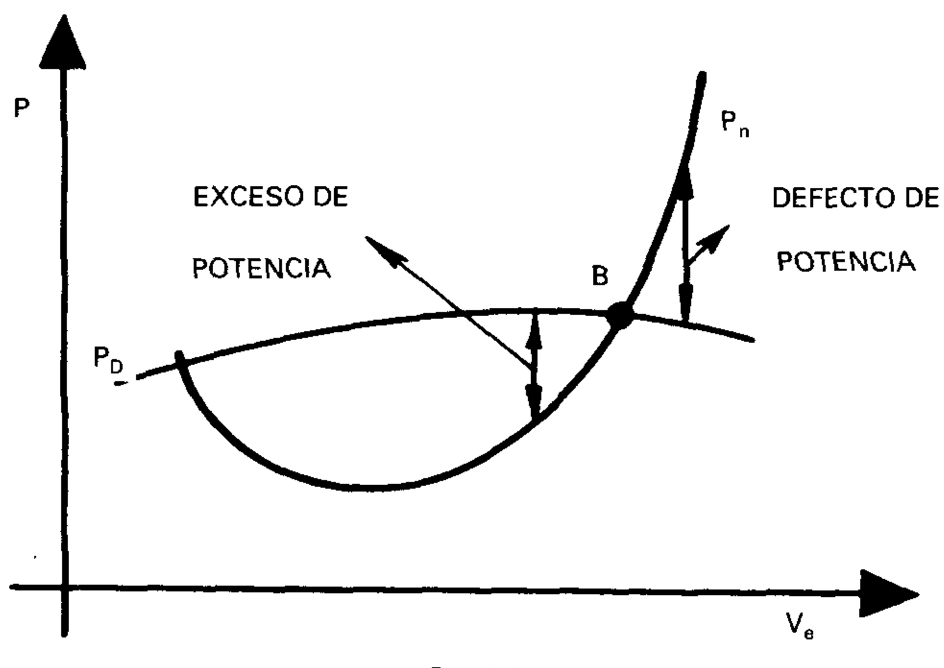


Fig. 6.24.

Si a causa de una perturbación, el avión experimenta una disminución de velocidad, habrá exceso de potencia sobre la necesaria para vuelo horizontal; si, por el contrario, la perturbación origina un aumento de velocidad habrá una deficiencia de potencia.

En ambos casos, el avión tiende a recobrar su velocidad primitiva V_B.

Asimismo, una disminución intencionada de la velocidad sin cambio en potencia, da lugar a un exceso de ésta, que causará una subida del avión o un aumento de la velocidad sin cambio en potencia, originará un defecto de potencia que hará que el avión descienda.

En el 2.° régimen, fig. 6.25, una perturbación que dé lugar a un aumento de la velocidad de vuelo horizontal V_A, producirá una situación en la que hay exceso de potencia, y viceversa.

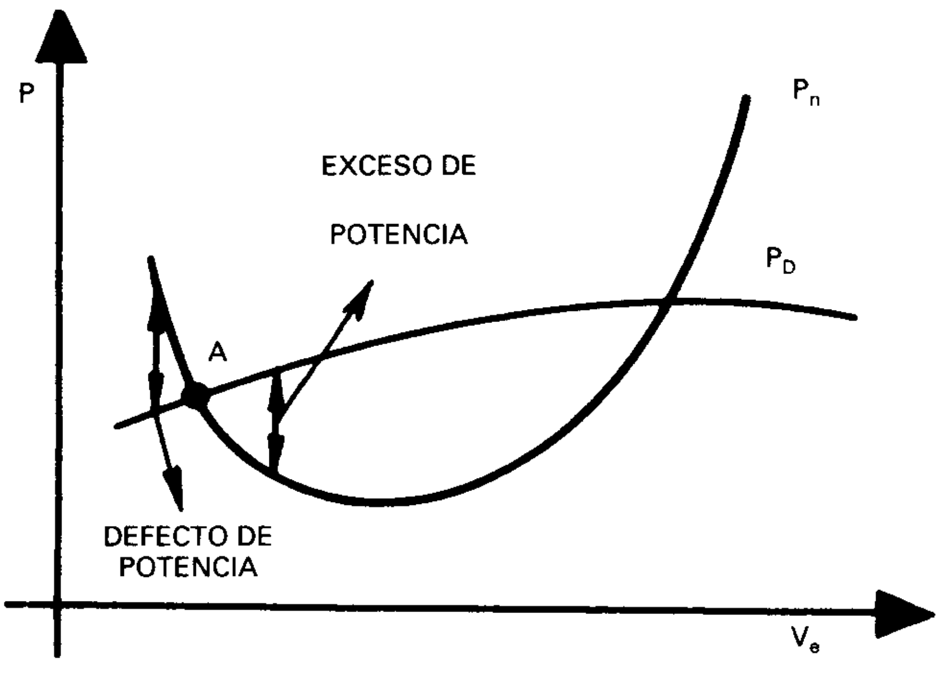


Fig. 6.25.

Esta condición es inestable, ya que el avión no tendería a recobrar su velocidad primitiva V_A. En el caso de que la perturbación produzca un exceso de velocidad, al existir exceso de potencia, el avión adquirirá más velocidad, y al contrario, en el caso de que la perturbación hubiera disminuido. Como se ve, cualquier perturbación sobre la velocidad en el 2.° régimen tendería a ser amplificada.

Esto significa que el Piloto debe prestar una atención particular al control de la velocidad cuando opere en este régimen.

6.20. RESUMEN DE LAS ACTUACIONES DE LOS AVIONES CON MOTOR DE ÉMBOLO

	Máximo alcance	**Máxima autonomía**	**Máximo planeo**
Condición	Mínima D $(L/D)_{máx}$	Mínima potencia $(C_L^{3/2}/C_D)$	Mínima D $(L/D)_{máx}$
Altitud	Cualquiera	La menor posible	—

7

Actuaciones de los aviones con motor de reacción

7.1. ECUACIONES GENERALES

Así como en vuelo a bajas velocidades, las ecuaciones se suelen utilizar en función de la V_e; con la ventaja de que entonces las relaciones son independientes del valor de la densidad del aire. (Recordemos que V_e coincide con la indicada cuando no existen errores de instrumento o de posición, y el efecto de compresibilidad se puede despreciar, que sería el caso de baja velocidad.) En el caso de vuelo a alta velocidad, es mucho más conveniente trabajar en términos del número de Mach como se verá más adelante, ya que aparecen fenómenos, llamados de compresibilidad, que dependen únicamente del valor del número de Mach.

Partiendo de las fórmulas generales:

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D$$

multiplicando y dividiendo por ρ_0 y sustituyendo la ec. 2.1, tenemos que la presión dinámica en el sistema métrico es:

$$1/2\, \rho \cdot V^2 = 1/2\, \rho/\rho_0 \cdot \rho_0 \cdot 340{,}294^2 \cdot M^2 \cdot \theta =$$

$$= 1/2 \cdot \rho_0 \cdot 340{,}294^2 \cdot M^2 \,.\, \delta = 70.927{,}5\, M^2 \cdot \delta \text{ New/m}^2 =$$

$$= 7.237{,}5 \cdot M^2 \cdot \delta \text{ kg/m}^2 = K \cdot M^2 \cdot \delta$$

se pueden escribir

$$L = K \cdot S \cdot C_L \cdot M^2 \cdot \delta \qquad [7.1]$$

$$D = K \cdot S \cdot C_D \cdot M^2 \cdot \delta \qquad [7.2]$$

en las que si se sustituye S por su valor en m^2, con el valor K = 7.237,5 se obtienen L y D en kg (fuerza) y con el valor K = 70.927,5 se obtienen L y D en Newtons. Si K se sustituye por 1481 y S se expresa en ft^2 se obtienen L y D en libras (fuerza).

Obsérvese que sólo dependen del número de Mach y de la presión relativa, y no aparecen la TAS, EAS, temperatura, ni densidad. Como la aeronave vuela a niveles determinados por referencia a un altímetro de presión, cada nivel de vuelo es equivalente a un δ determinado, asimismo es interesante que aparezcan en función de δ, ya que el empuje T de los motores de un reactor, suele darse en la forma T/δ.

En aviones de alta velocidad, el valor requerido de C_L en crucero es pequeño, por ello las alas típicas de los reactores son finas, lo que da lugar a que el $C_{L\,máx}$ sea pequeño, teniendo por tanto una velocidad de pérdida alta.

7.2. VUELO HORIZONTAL

En vuelo horizontal y sin aceleración se debe cumplir:

$$W = L = K \cdot S \cdot C_L \cdot M^2 \cdot \delta$$

$$T = D = K \cdot S \cdot C_D \cdot M^2 \cdot \delta$$

que se pueden poner de la forma

$$W/\delta = L/\delta = K \cdot S \cdot C_L \cdot M^2 \qquad [7.3]$$

$$T/\delta = D/\delta = K \cdot S \cdot C_D \cdot M^2 \qquad [7.4]$$

Por otra parte, la curva polar tiene la forma de la fig. 7.1(a).

Se ve en ella que desde $M = 0$ hasta $M = 0,\ 6$, existe una sola curva, y que después para un mismo C_L la resistencia aumenta conforme crece el número de Mach.

Esto es debido a los efectos de compresibilidad que empiezan a presentarse a altas velocidades, y que acarrean un aumento de la resistencia del avión como veremos en el capítulo 8.

Realmente es como si tuviesemos que hacer el estudio, no de un avión con su polar, como habíamos hecho hasta ahora, y que correspondería a la curva desde Mach 0 a 0,6, sino de un avión diferente a cada número de Mach por encima de 0,6 ya que prácticamente significa lo mismo que el avión cambie o que cambie la polar. *Este es el hecho fundamental: la variación de la polar con el número de Mach, hace que el estudio de las actuacio-*

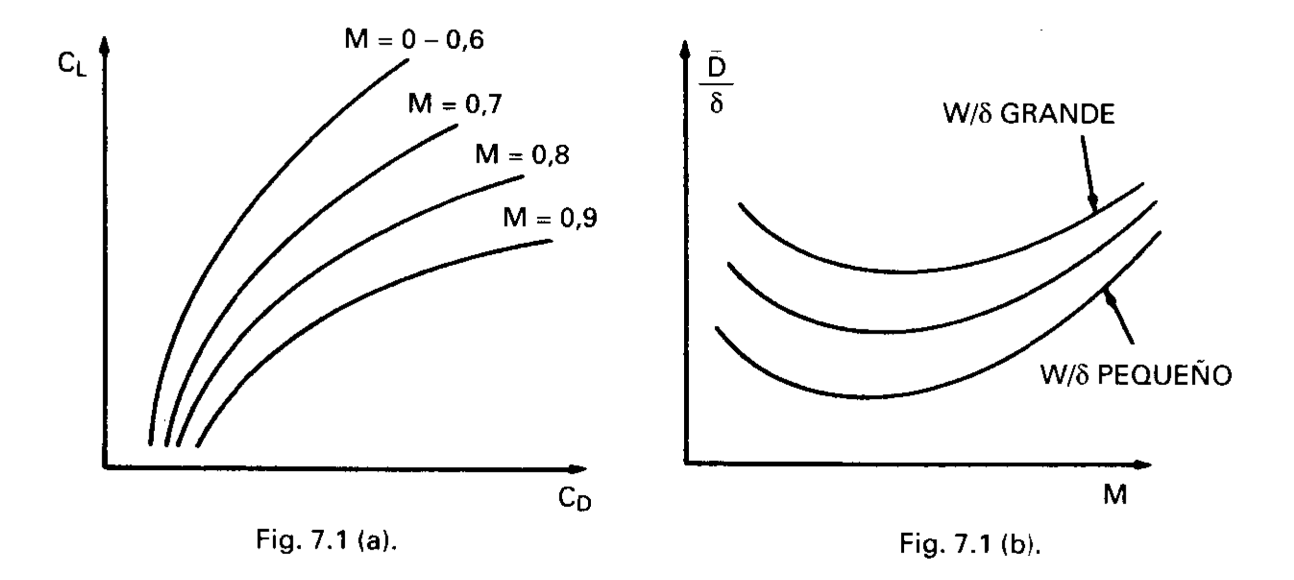


Fig. 7.1 (a).

Fig. 7.1 (b).

nes se haga partiendo de las ecuaciones 7.1 y 7.2 y no de las 6.1 y 6.2 como en los aviones de émbolo, porque vuelan a número de Mach donde los efectos de compresibilidad tienen importancia. De la curva de la fig. 7.1(a) y de las ec. 7.3 y 7.4 se puede obtener la de la fig. 7.1(b) de la siguiente forma: Se escoge un valor de W/δ que desde ahora llamaremos *peso aerodinámico.* Para cada valor de M podemos calcular el C_L correspondiente de la ec. 7.3 y en la fig. 7.1(a) hallamos el valor de C_D que le corresponde. Con este valor de C_D podemos hallar en la fórmula 7.4 los valores de T/δ o D/δ. Dibujando estos valores obtenemos la fig. 7.1(b).

7.3. LAS CURVAS DEL MOTOR DE REACCIÓN

En primer lugar tendremos en cuenta que a lo que en el estudio de los motores se conoce como empuje neto y se representa por F_n, en el estudio de las actuaciones del avión es denominado empuje y se representa por T. Ambos términos son equivalentes.

Las variables primarias que afectan al empuje de un motor determinado son:

- Mach, M, su efecto es disminuir el empuje cuando M crece. Debido al efecto dinámico (ram) que se obtiene al moverse el avión, a partir de ciertas velocidades de éste la compresión del aire a la entrada del compresor puede compensar la disminución de empuje por Mach.
- Altitud presión, δ, cuanto mayor sea la altitud, menor empuje proporciona el motor, pero como la temperatura también decrece, y el empuje aumenta cuanto más frío es el aire, ambos efectos tienden a contrarrestarse. El resultado es una disminución de empuje con la altitud presión, ya que la presión disminuye más rápidamente que la temperatura

conforme el avión gana altitud. A partir de 36089 ft como la temperatura permanece constante y la presión sigue disminuyendo el empuje disminuirá más rápidamente. Si sólo dependiera del motor ésta sería la altitud de crucero para largo alcance.

- Temperatura, θ, su efecto es debido a que la densidad del aire varía con ella. Supongamos que a una altitud y con temperatura estándar el motor proporciona un determinado empuje, si la temperatura es superior a la estándar, el aire es menos denso y el motor da menos empuje, si es inferior a la estándar proporciona más empuje.
- Régimen del motor. Cada uno de los regímenes del motor (despegue, máximo de subida, máximo continuo, crucero) representa el empuje que un motor puede desarrollar en las diversas condiciones de vuelo. El que proporciona más empuje es el de despegue, y viene determinado por la máxima temperatura que puede soportar la turbina en su entrada. Esta temperatura depende naturalmente de la cantidad de combustible que se quema en las cámaras de combustión. Los otros regímenes también vienen determinados por diversos valores de dicha temperatura.

El efecto de otras variables secundarias tales como: viscosidad, humedad del aire, etc., se pueden estudiar en algún texto específico de motores.

La obtención de un determinado empuje se consigue moviendo la palanca de gases. El empuje de un motor de reacción depende de forma directa del EPR (Engine Pressure Ratio), relación entre la presión total en la tobera de salida y la presión total a la entrada del compresor, siendo este el método primario de ajuste de empuje. También depende en forma directa de las revoluciones del compresor N, siendo éste otro método de ajuste del empuje. Por último el empuje depende también del flujo de combustible, kg/hora consumidos.

En general se suele utilizar como control el EPR, excepto en los del tipo turbohélice en donde se suelen utilizar N.

Los regímenes del motor que se utilizan son diferentes para los aviones militares y para los aviones civiles, el motivo es claro si se considera que en unos suele predominar el criterio de la urgencia de las misiones y en los otros el de fiabilidad y máximo tiempo entre revisiones.

Los regímenes utilizados en los aviones comerciales son:

- Empuje de despegue: Es el máximo, y aplicable sólo para el despegue con una limitación en tiempo de 5 o 10 minutos. También se utiliza en la maniobra de GO-AROUND («motores y al aire»), aunque con diferentes r.p.m. (N) por ser la velocidad mayor en este caso.

- Empuje máximo de subida (MCL): Es el máximo disponible para la subida en ruta y aceleración a la velocidad de crucero. (Denominado a veces como régimen normal).
- Empuje máximo continuo (MCT): Es algo mayor que el MCL y es el máximo empuje que se puede utilizar de forma continua. Se suele utilizar sólamente en caso de 1 motor inoperativo. En algún tipo de avión el MCT coincide con el MCL.
- Empuje máximo de crucero (MCR): Es el empuje máximo permisible en el crucero normal con todos los motores operativos.

El empuje de despegue y el máximo continuo están sometidos a aprobación por la FAA. Los datos correspondientes se publican junto con el MCL y el MCR que no necesitan la aprobación de la FAA, en el Engine Model Specification correspondiente.

Los aviones militares tienen los regímenes definidos en las normas MIL.

Cada uno de los regímenes se obtiene moviendo la palanca de gases de forma que la unidad de control de combustible proporcione el EPR correspondiente. Es interesante señalar que no se logra mantener un régimen deseado con una posición fija de la palanca de gases. Por tal motivo es necesario obtener de tablas o gráficos el valor del EPR, o de N, que corresponden a cada régimen. Estos valores dependen de la altitud presión, velocidad y temperatura.

Como ya hemos dicho los diversos regímenes vienen determinados por la temperatura que se alcanza en la turbina, este límite se le denomina TIT (Turbine Inlet Temperature), sin embargo, en el empuje de despegue puede existir otra limitación con temperaturas inferiores a la estándar, debido a que esa disminución de temperatura hace que la densidad del aire sea mayor y las presiones dentro del motor también. Los motores con esta limitación por presión, están preparados para dar el empuje de despegue con una posición de la palanca de gases más retrasada que la posición más delantera. Los motores así preparados se los denomina *part-throttle engines,* y también por la forma que tienen las curvas de empuje de despegue se les conoce como *flat rated engines*. Quizá la mejor forma de describir los motores «flat-rated» es comparando los ajustes de los «full-throttle» militares con los «part-throttle» comerciales.

Los motores «full-throttle» se ajustan para producir el empuje de régimen de despegue con la palanca completamente adelante a nivel del mar (SL) en condiciones ISA. Las variaciones de temperatura sobre la ISA, con la palanca en esa posición, producirá cambios en el empuje, disminuyéndole si las temperaturas son mayores de 15 °C, o aumentándole si menores de 15 °C como se ve en la fig. 7.2(a).

Por motivos económicos, ahorro de costes de mantenimiento, de fiabilidad, etc., en los reactores comerciales se usa el empuje «part-throttle» más conserva-

dor. Este ajuste se hace de modo que el empuje del despegue, «full-rated» [punto A, fig. 7.2(b)] para SL y condiciones ISA se consiga sin que la palanca de gases esté en la posición más adelantada. Cuando la temperatura aumente ese empuje puede mantenerse adelantando la palanca, hasta que a la temperatura correspondiente al punto B, por ejemplo 30 °C, la palanca llegue a su posición más adelantada. A temperaturas mayores de ésta, y ya con «full-throttle» el empuje disminuirá. El tramo entre los puntos A y B es el «flat-rated». Para temperaturas inferiores al punto B sería «part-throttle» y por encima «full-throttle».

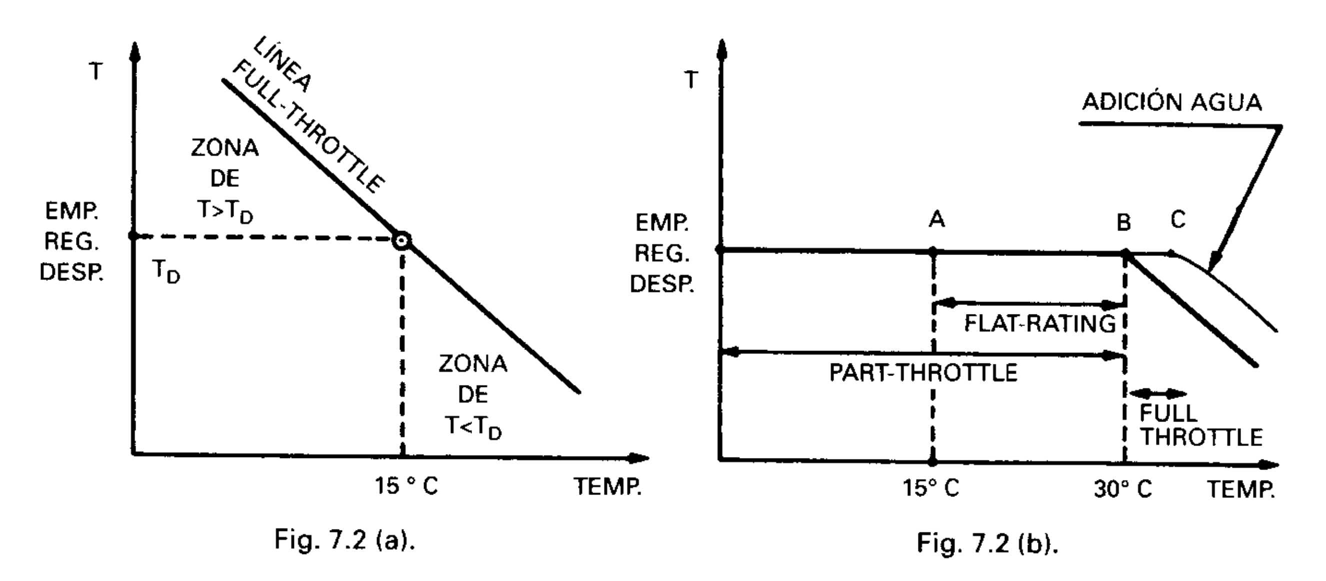


Fig. 7.2 (a).

Fig. 7.2 (b).

Para evitar la disminución de empuje, a partir del punto B, cuando aumenta la temperatura, es usual añadir una mezcla de agua y metanol (60 y 40%, respectivamente, es un valor típico), lo que permite añadir más combustible y aumentar el empuje (el motivo es la disminución de temperatura en el motor que produce la adición de la mezcla), permitiendo de esta forma que la zona «flat-rated» aumente y el «full-throttle» se alcance a temperaturas mayores [punto C en fig. 7.2(b)].

Los diferentes datos sobre las actuaciones del motor que nos interesan son:

– El empuje T.
– El flujo de combustible, cantidad de combustible consumida por hora de vuelo.

$$m_f = \frac{kg\ combustible}{hora} = \frac{kg}{hora}$$

– El consumo específico de combustible, *TSFC* (Thrust Specific Fuel Consumption) definido como el flujo de combustible expresado en kg/hora necesario para producir un Newton de empuje.

$$TSFC = \frac{kg\,/hora}{Empuje} = \frac{m_f}{T}$$

Las dimensiones del TSFC son las de *1/tiempo*, luego el valor numérico del TSFC expresado en el sistema de unidades SI (Newton por hora de combustible gastado por cada Newton de empuje) coincide con el del sistema inglés (libras por hora de combustible por libra de empuje).

Respecto al TSFC hay que puntualizar que en régimen de crucero permanece prácticamente constante.

Estos parámetros se suelen presentar en forma de parámetros corregidos, lo que permite una generalización de resultados y unas presentaciones más sencillas, aunque a primera vista puedan enmascarar la forma en que las variables primarias afectan al comportamiento del motor.

Los parámetros corregidos que nosotros vamos a utilizar son:

$$T/\delta, \quad \frac{m_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}} \quad \text{y} \quad TSFC/\sqrt{\theta}$$

respectivamente: empuje corregido, flujo de combustible corregido y consumo específico de combustible corregido.

A veces estas generalizaciones fallan y son necesarias dos o más curvas, en lugar de una sola, para la presentación de un dato (por ejemplo, curvas cada 5.000 ft) o bien colocando una curva o tabla de corrección al lado.

En lo que sigue vamos a presentar algunas figuras con datos referentes al empuje, partiendo de los más elementales y veremos como se obtienen las restantes. Cada una de ellas servirá para estudiar una determinada condición de vuelo.

Partimos de la fig. 7.3 (a), en donde se presenta el empuje, T, en función de la velocidad, para dos regímenes, máximo continuo (MCT) y máximo de crucero (MCR), en línea llena para nivel del mar (SL) y en línea de puntos para 40.000 ft. En ella se pone de manifiesto la disminución de T con la altitud, así como su disminución con la velocidad y su posterior recuperación debido al efecto ram. Por último cabe señalar que son para una temperatura determinada por ejemplo STD o STD + 10 °C.

La parte inferior de la fig. 7.3 (a) representa el empuje, en la forma T/δ, en función de M, para un régimen determinado, por ejemplo MCT, las curvas son parecidas a las anteriores, aunque puede observarse que T/δ, aumenta con la altitud, ello es debido a que aunque T disminuye con la altitud, como hemos visto en la figura superior, el valor de δ disminuye más rápidamente que el de T. Si la temperatura no es la correspondiente a la ISA, T/δ será menor si la temperatura es superior y viceversa. Aunque en la figura al llegar a 36089 ft se supone que dicha línea es válida para todas las altitudes superiores, en la práctica no es así, debido a correcciones que habría que efectuar por la disminución del número de Reynolds con la altitud, que hará que el empuje disminuya por encima de los 36.089 ft.

De las curvas de la fig. 7.3(a), una para cada altitud, y con los diversos regímenes, se obtienen las curvas generalizadas con los parámetros corregidos, para ello, de la definición de TSFC:

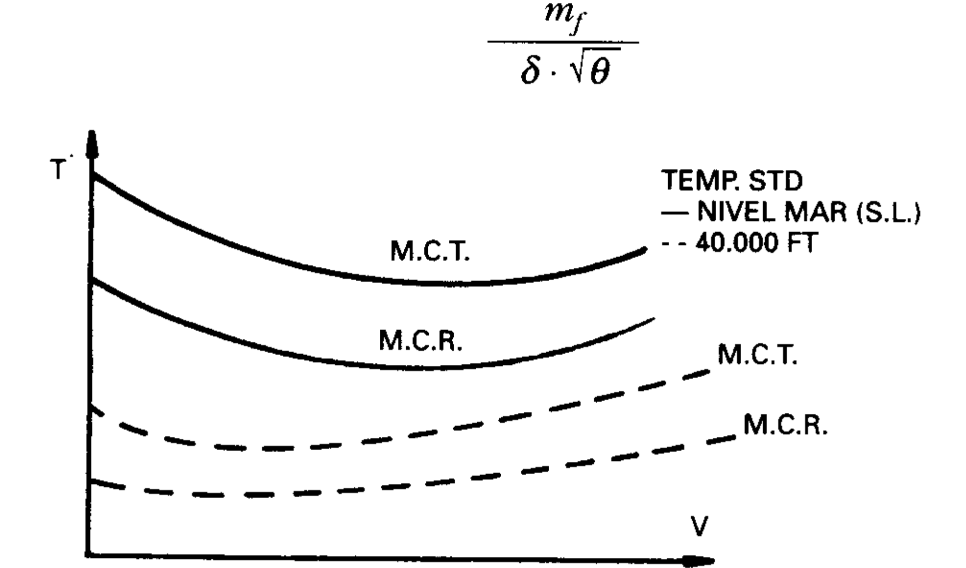
$$m_f = TSFC \cdot T$$

dividiendo por $\delta \cdot \sqrt{\theta}$, tenemos:

$$\frac{m_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}} = \frac{TSFC}{\sqrt{\theta}} \cdot \frac{T}{\delta} \; ;$$

la primera ecuación nos dice que como TSFC es prácticamente constante, a cada valor de T corresponde uno de m_f, y por tanto a cada T/δ corresponde un m_f/δ, de la fig. 7.3(a) se obtienen T y δ (altitud) para un M y dividiendo por $\sqrt{\theta}$ el valor de:

$$\frac{m_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}}$$



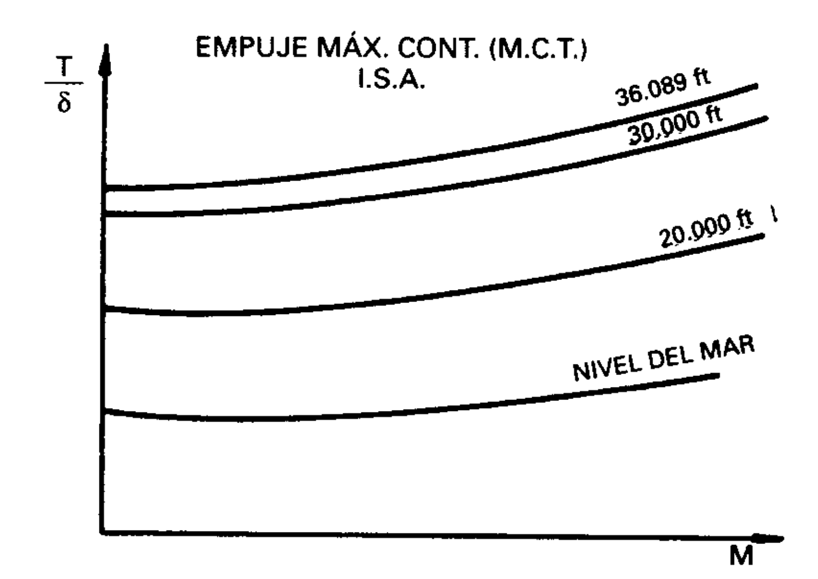


Fig. 7.3 (a)

En definitiva, esto nos permite dibujar la fig. 7.3(b) en forma de parámetros corregidos y válida para todas las altitudes. Las diferentes líneas corresponden a valores de flujo de combustible corregido constante.

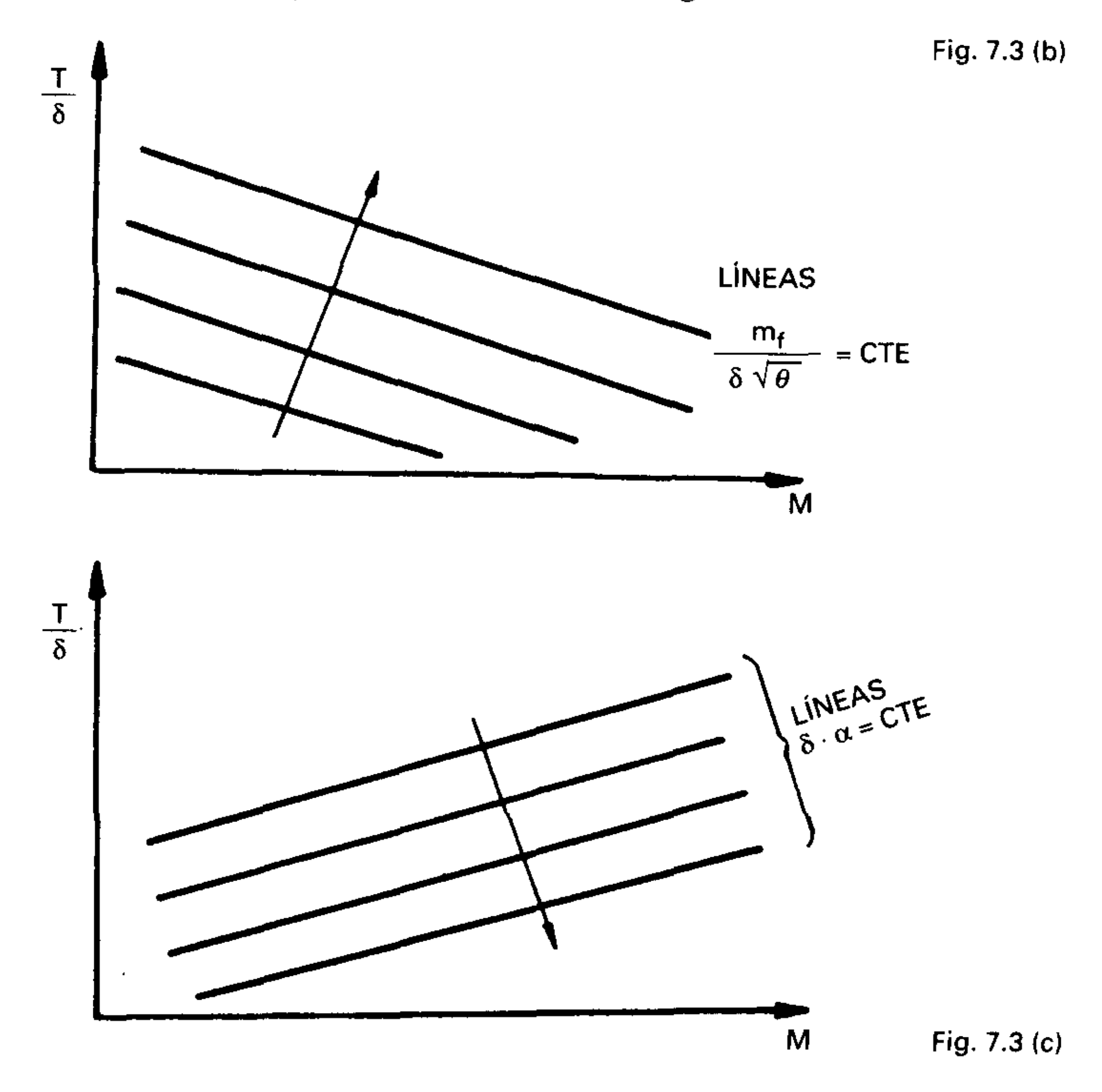


Fig. 7.3 (b)

Fig. 7.3 (c)

Definiremos ahora el alcance específico, parámetro muy utilizado en el vuelo de crucero, como el número de millas náuticas voladas por libra (o kg) de combustible consumido:

$$\text{Alcance específico} = \alpha = \frac{\text{Millas náuticas}}{\text{kg combustible}} = \frac{NM}{kg}$$

Basándonos en las igualdades que siguen podremos obtener la figura 7.3(c).

$$m_f \cdot \alpha = \frac{kg}{hora} \cdot \frac{NM}{kg} = V = M\, C_0 \cdot \sqrt{\theta}$$

(V = Velocidad verdadera en Kt)

de donde obtenemos:

$$\frac{m_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}} = \frac{M\, C_0}{\delta \cdot \alpha}$$

ecuación que nos permite obtener la fig. 7.3(c) basándonos en la fig. 7.3(b) para líneas $\delta \cdot \alpha$ = cte. y válida para todas las altitudes.

Las ecuaciones obtenidas hasta ahora:

$$\frac{m_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}} = \frac{M\, C_0}{\delta \cdot \alpha} = \frac{T}{\delta} \cdot \frac{TSFC}{\sqrt{\theta}}$$

permiten calcular el valor del alcance específico

$$\alpha = \frac{M\, C_0 \cdot \sqrt{\theta}}{T \cdot TSCF} \qquad [7.5]$$

Haremos uso de cada una de las figs. 7.3(a), (b) y (c) según el problema específico que se desee estudiar. Así para el máximo alcance (o largo alcance) utilizaremos la fig. 7.3(c), ya que se trata de buscar valores de α máximos. Para la máxima autonomía la fig. 7.3(b) ya que se quieren valores de m_f mínimos. En estas dos condiciones de vuelo no se usa ninguno de los regímenes del motor de los que hemos hablado anteriormente, ya que se ajusta el empuje del motor con el EPR que corresponda (o N), en función de la altitud, temperatura y *M*.

En el estudio de la subida, por el contrario, se hará uso de las curvas del tipo de la fig. 7.3(a), parte inferior, concretamente la correspondiente al régimen de empuje de subida.

Insistimos ahora en lo que hemos expuesto anteriormente: Que con una posición fija de la palanca de gases no se mantiene ningún régimen. Ya veremos este caso, posición fija de la palanca de gases en 7.9.

7.4. LAS CURVAS DE CRUCERO. MÁXIMO ALCANCE

En vuelo nivelado y sin aceleración $T/\delta = D/\delta$, dibujando en un mismo gráfico las curvas de empuje y resistencia, combinando las figs. 7.1(b) y 7.3(c), tenemos un conjunto de curvas útiles para el vuelo en crucero, fig. 7.4.

Es obvio que nos interese utilizar las curvas generalizadas en las que no interviene la altitud, y precisamente con líneas $\delta \cdot \alpha = cte$, ya que el punto de referencia en los estudios de crucero es el alcance máximo.

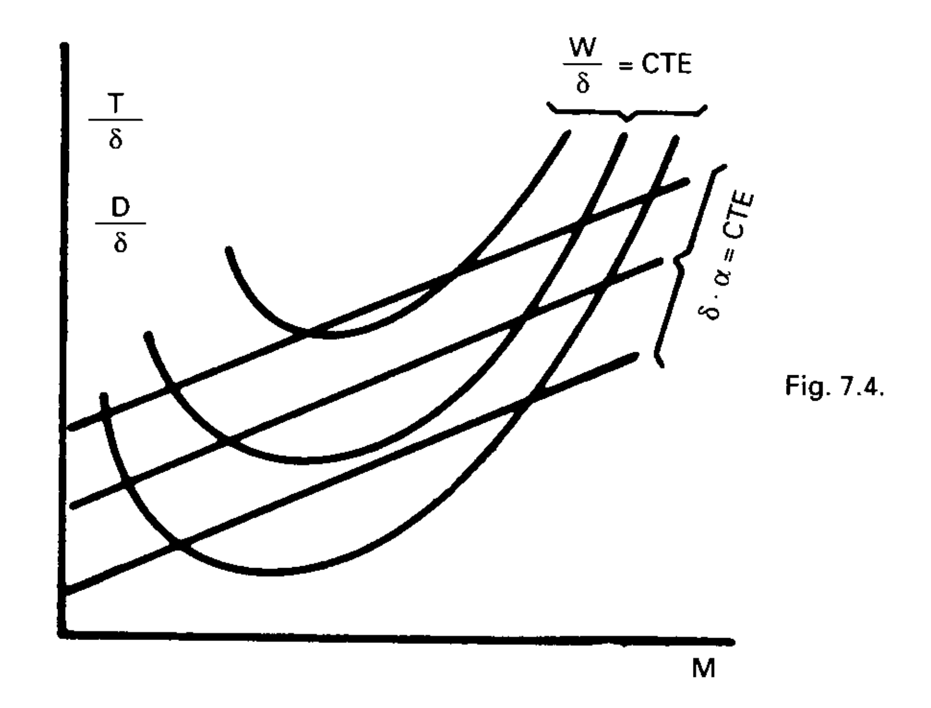


Fig. 7.4.

Donde una línea W/δ = *cte*, corte a una $\delta \cdot \alpha$ = *cte* en dicho gráfico, el empuje será igual a la resistencia. Para hallar el valor del alcance específico α, correspondiente a un peso, altitud y Mach, es decir W/δ y M dados, se entraría en la curva con esos dos valores, obteniendo $\delta \cdot \alpha$, y de aquí α.

Vamos a estudiar ahora el máximo alcance de dos modos diferentes.

Al dividir las ecuaciones que expresan la condición de vuelo horizontal y sin aceleración por ejemplo las 7.3 y 7.4, obtenemos:

$$\frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} \qquad \text{o sea} \qquad T = D = \frac{C_D}{C_L} \cdot W,$$

luego:

$$\alpha = \frac{M\, C_0 \sqrt{\theta}}{W \dfrac{C_D}{C_L} \cdot TSFC} \qquad \alpha = \frac{M \dfrac{C_L}{C_D} C_0 \cdot \sqrt{\theta}}{W \cdot TSCF} \qquad [7.6]$$

De donde se deduce que para un peso y temperatura dados, α será máximo cuando lo sea el valor de $M \dfrac{C_L}{C_D}$, si no se tienen en consideración las variaciones del *TSFC*.

Repetimos que entonces, el valor máximo de α, es decir, de Millas Náuticas por kg de combustible, ocurrirá cuando $M \dfrac{C_L}{C_D}$ sea máximo (no teniendo en cuenta la variación del *TSFC*). La condición de valor máximo

de $M \dfrac{C_L}{C_D}$ se obtiene fácilmente de la fig. 7.1(a) (polar teniendo en cuenta los efectos de compresibilidad). Si trazamos desde el origen de coordenadas la tangentes a las polares, fig. 7.5, el punto de tangencia es aquel que proporciona el máximo valor de $\dfrac{C_L}{C_D}$ para el número de Mach considerado, que también será el valor máximo de *L/D,* multiplicando estos valores de $(L/D)_{máx}$ para cada Mach por *M,* y dibujando la curva $M \cdot (L/D)_{máx}$ obtenemos una curva como la de la fig. 7.6, resultando que el valor máximo de $M \cdot (L/D)_{máx}$ y, por tanto de número de millas por kg de combustible, se obtiene volando a un Mach fijo.

Los valores típicos de *M* para conseguir el máximo de $M \dfrac{C_L}{C_D}$ en los aviones comerciales actualmente en operación suelen estar entre 0,697 y 0,810.

En resumen, existe un valor de C_L y otro de *M* (y por tanto de la fig. 7.5, otro de C_D) en los que obtenemos el máximo alcance, luego según la ec. 7.3 *el valor del peso aerodinámico W/δ será también fijo y constante para máximo alcance,* o lo que es igual, para un peso *W* fijo, la altitud de vuelo definida por δ será una determinada, y sólo una, para obtener el máximo alcance. Ahora bien, conforme el avión vuela, el valor del peso *W* disminuye (debido al combustible que se consume) luego para mantener $W/\delta = cte$, el avión deberá ir subiendo con el fin de disminuir el valor de δ.

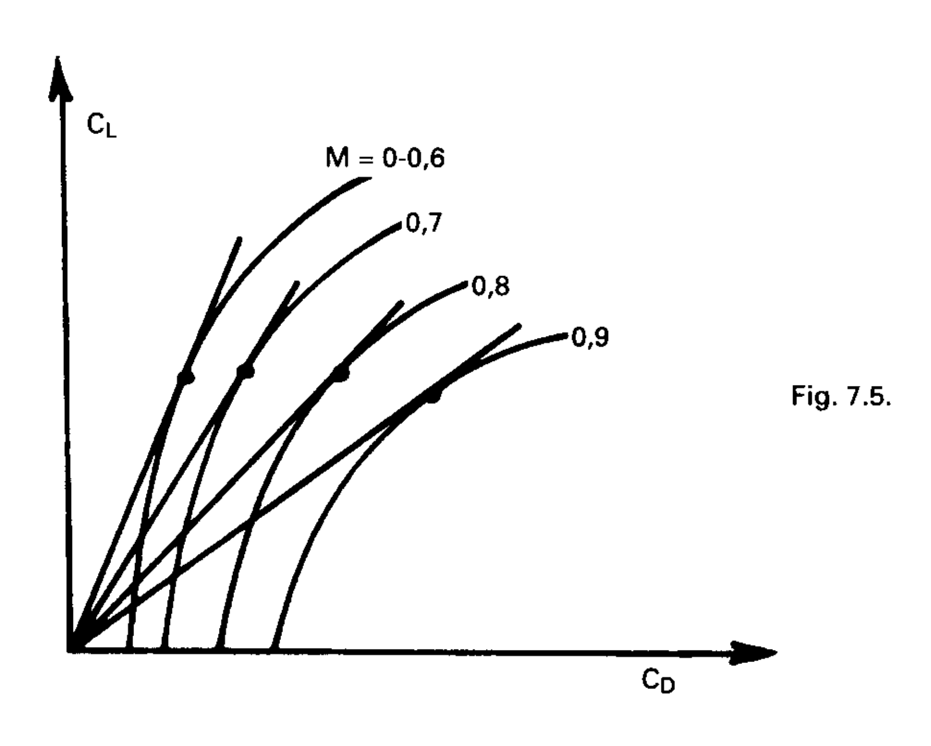


Fig. 7.5.

El razonamiento que hemos efectuado ha sido con el peso fijo y en resumen podemos decir que: Cualquiera que sea el valor del peso, el máximo alcance se consigue a un número de Mach (fig. 7.6) determinado, y también a un valor de C_L y C_D determinado (fig. 7.5). Luego según la ec. 7.3, el valor del peso aerodinámico W/δ también será fijo para conseguir el máximo alcance. Es interesante resaltar que el Mach al que se consigue el máximo alcance corresponde a valores en los que se presentan los fenómenos de compresibilidad y por tanto los aumentos de resistencia asociados a ella.

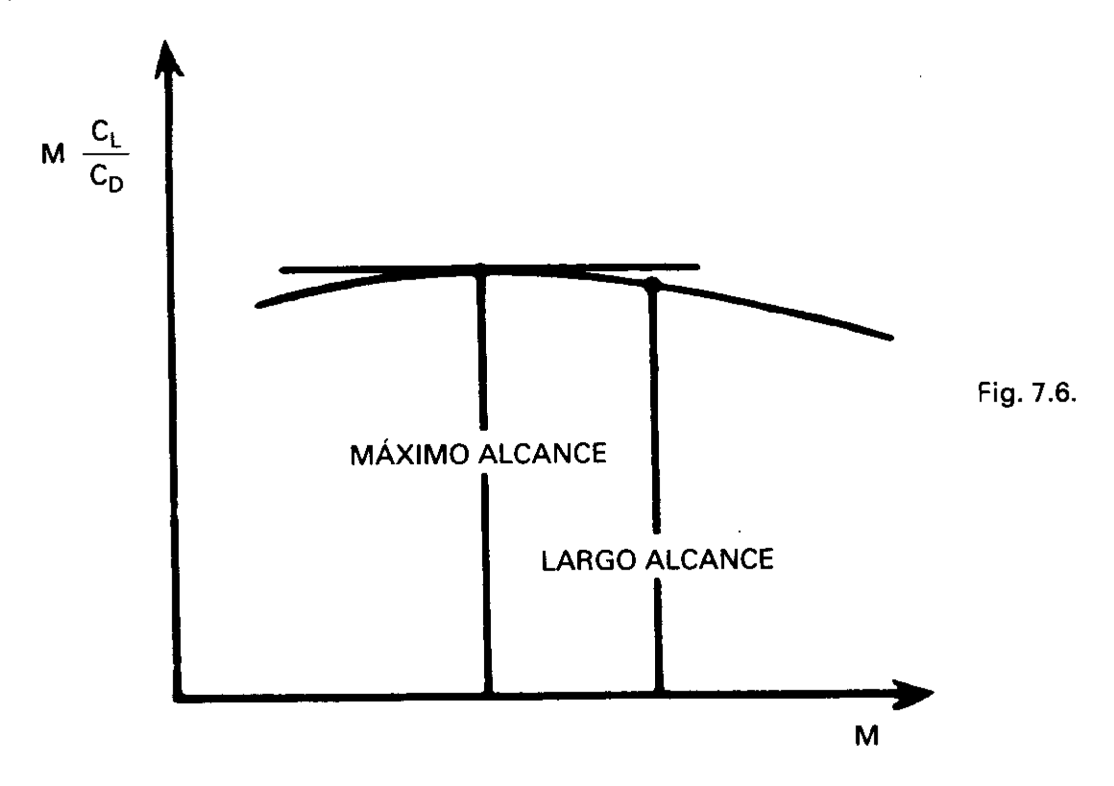


Fig. 7.6.

Estudiemos ahora el máximo alcance desde un punto de vista más práctico. En la fig. 7.4, la condición de máximo alcance se consigue cuando las líneas $\alpha \cdot \delta = cte.$ son tangentes a las $W/\delta = cte.$, como se indica en la fig. 7.7. Supongamos que estamos con un peso aerodinámico $(W/\delta)_1$, en esas condiciones se conseguirá un máximo alcance relativo a M_1 y proporcionará un alcance específico máximo α_1. Para otro valor de $(W/\delta)_2$ se conseguirá otro alcance específico máximo relativo α_2 a otro Mach M_2, etc.

De todos esos alcances específicos máximos α_1, α_2... etc. habrá uno, $\alpha_{máx}$, que será el mayor de todos ellos y que se conseguirá a $M_{máx.}$, y para $(W/\delta)_{máx.}$. El problema como vemos es un máximo de máximos. Si consideramos que tenemos fijo el peso, lo anterior quiere decir que para cada altitud existe un Mach, al cual se conseguirá el máximo alcance dentro de esa altitud, y que habrá una altitud determinada en la que ese máximo alcance será mayor que el que se conseguiría a otras, y con un Mach fijo.

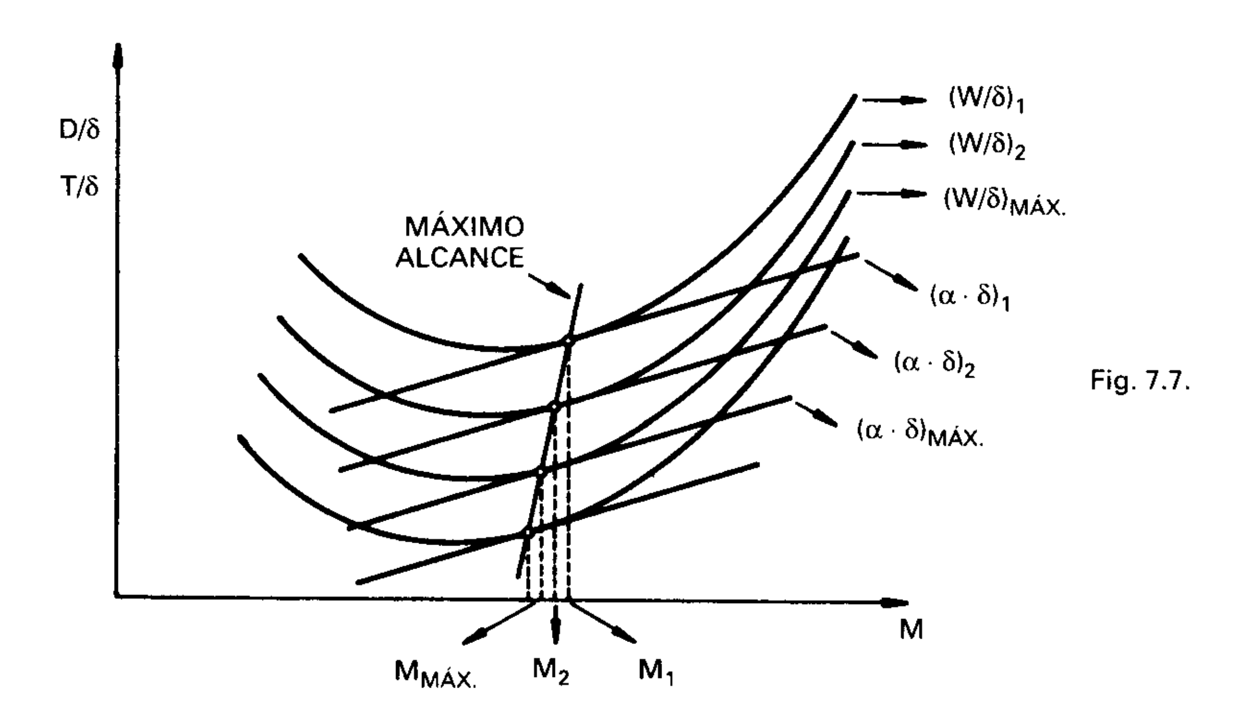


Fig. 7.7.

La condición de vuelo para máximo alcance puede obtenerse de otro modo diferente en el cual lo que se hace es buscar el máximo del valor $W \cdot \alpha$. Este producto se denomina *factor de alcance* y se obtiene a partir de la ec. 7.6.

$$W \cdot \alpha = \frac{M \dfrac{C_L}{C_D} \cdot C_0 \cdot \sqrt{\theta}}{TSCF}$$

y es el producto $W/\delta \cdot \alpha \cdot \delta$ luego podemos dibujar un gráfico como el de la fig. 7.8 en el que representemos en ordenadas el producto del valor de cada línea $W/\delta = cte.$ por el valor $\alpha \cdot \delta = cte.$ de la línea de tangencia y en abscisas valores de W/δ.

En dicho gráfico observamos que el factor de alcance máximo es fijo y ocurre a un peso aerodinámico fijo. Cada punto de esa curva es un máximo relativo.

Resumen: *Para volar a máximo alcance:*

- El peso aerodinámico W/δ es fijo. Luego fijado un peso la altitud de vuelo es única.
- El producto $W \cdot \alpha$, factor de alcance es fijo, luego para cada peso habrá un alcance máximo α, diferente y tanto mayor cuanto menor sea el peso.
- El número de Mach para conseguir volar a máximo alcance es fijo.

Como probablemente no se podrá volar a la altitud que nos proporciona el W/δ de máximo alcance, lo que podemos es buscar el máximo alcance re-

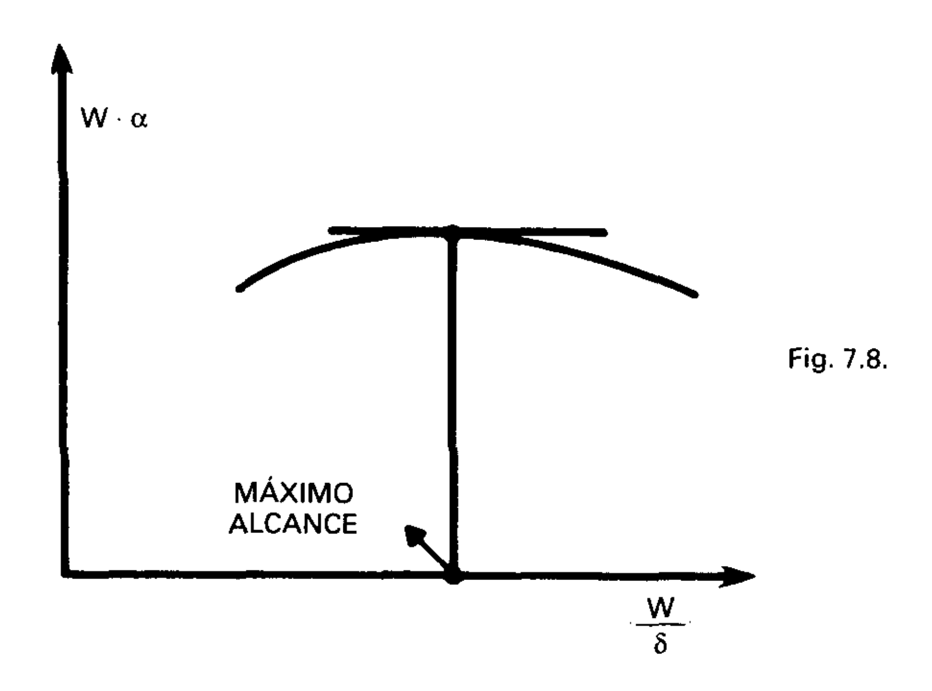


Fig. 7.8.

lativo para esa altitud, que se conseguirá a un número de Mach que será tanto mayor cuanto mayor sea el peso aerodinámico W/δ, es decir, cuanto mayor sea el peso y la altitud.

Volar al número de Mach y altitud que proporcionan el máximo alcance, para un peso determinado será bastante difícil en la práctica, ya que como se puede apreciar en la fig. 7.7, el Mach de vuelo está muy próximo al mínimo de la curva, zona de segundo régimen, y próximo por tanto a la zona donde pueden presentarse problemas de estabilidad con la velocidad. Con el fin de evitar esta situación en lugar del máximo alcance se utiliza el *largo alcance,* que se define como aquella condición de mayor velocidad que la del máximo alcance, a la cual el alcance específico es el 99% del que le correspondería con ese peso y esa altitud.

En los Manuales de Vuelo existen tablas para efectuar el vuelo a largo alcance. Por supuesto, e igual que ocurría con el máximo alcance, y según hemos indicado en este mismo apartado, para volar a largo alcance el avión deberia ir subiendo continuamente, si en lugar de hacerlo así, la subida se efectúa en dos escalones se pierde del orden de 1,5 a 2% respecto al ideal, y si en tres escalones de un 1 a un 1,5%.

Muchos manuales suelen presentar las curvas de crucero como se indica en la fig. 7.9, una para cada altitud, en las que se puede obtener el alcance específico, millas náuticas recorridas por cada 1.000 libras de combustible consumido, en función del número de Mach para cada peso. Las líneas *a*, *b* y *c* representan los diversos tipos de crucero: Mach constante, Largo alcance (LCR), y Máximo alcance. La línea *d* corresponde a las esperas y las líneas *e*

representan los máximos número de Mach que se pueden obtener con el empuje máximo de crucero, generalmente se dan para los valores de atmósfera tipo (ISA) y para variaciones sobre ella.

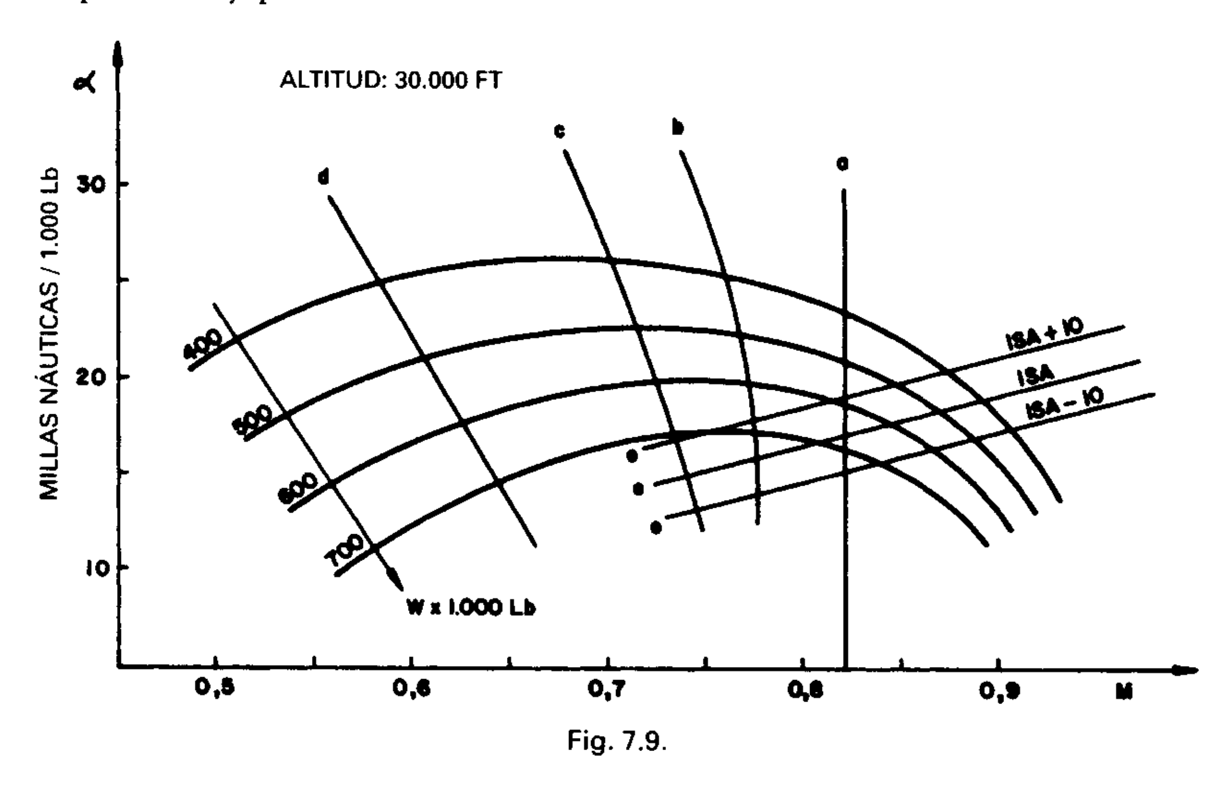


Fig. 7.9.

Es interesante observar que si se vuela con empuje máximo de crucero, y Mach superior al de máximo alcance, si la temperatura es superior a la ISA, el alcance específico, α, aumenta, pero si la temperatura es inferior a la ISA, el alcance específico disminuye.

En los aviones de émbolo, al no influir prácticamente la altitud sobre el alcance, se escogía la altitud de vuelo más favorable desde el punto de vista del viento. Pero en un avión reactor, al influir la altitud considerablemente en el alcance, nos encontramos con la duda de si para evitar un viento en cara es conveniente o no variar la altitud de vuelo. Normalmente, si sólo se consigue disminuir poco el viento en cara no es conveniente variar la altitud. En general hará falta considerar los efectos combinados del nuevo viento y alcance específico en la altitud a que se desea cambiar. Todo ello sin contar con que podamos o no ir a una altitud determinada, por motivos de control de tráfico aéreo.

Vamos a estudiar este problema con detalle por la importancia que tiene el ahorro de combustible. El factor que interesa ahora hacer máximo son las millas náuticas sobre el suelo (NGM) por libra o kg de combustible consumido, por analogía con lo visto anteriormente le llamaremos:

$$\alpha_G = \frac{NGM}{kg\ combustible}$$

dividiendo por horas el numerador y el denominador:

$$\alpha_G = \frac{\textit{Velocidad sobre el suelo}}{\textit{Flujo de combustible}} = \frac{GS}{m_f}$$

como $GS = TAS + V_w$, donde V_w = *Velocidad del viento* queda:

$$\alpha_G = \frac{TAS + V_w}{m_f} = \frac{TAS}{m_f} \cdot \left(1 + \frac{V_w}{TAS}\right) = \alpha \cdot \left(1 + \frac{V_w}{TAS}\right)$$

relación que liga el alcance específico referido al suelo, α_G, con el alcance específico referido al aire, ya estudiado, α, la velocidad del viento y la TAS. Refiriéndonos ahora a un caso concreto, por ejemplo peso del avión 500.000 Lb y altitud 30.000 ft, que sería una sola curva en la fig. 7.9, podríamos obtener basándonos en la relación obtenida el valor de α_G para diversos valores del viento, fig. 7.10. En esta figura, para el peso y altitud citados, la curva de viento cero, coincide con la de la fig. 7.9, y como vemos el largo alcance, LRC, con viento nulo, es un valor fijo *(M = 0, 74)*, y correspondería al punto de corte de la curva de 500 con la *b* en la fig. 7.9, y luego aparecen diversas líneas para diversos valores de viento, obtenidas a partir de la fig. 7.9 y la relación anteriormente hallada. Los máximos de las curvas corresponden al máximo alcance (MRC) con viento y de ellos se deducen los de largo alcance (LRC) con viento. Si el avión vuela a LRC sin viento, *M = 0,74,* y tiene un viento en cara de 100 kt, no se encuentra en el Mach, punto *B*, correspondiente al LRC con ese viento, pero sí está más cercano del MRC con 100 kt de viento en cara, punto *A*, luego, si no varía la velocidad y sigue a 0,74 mejora el alcance. Si pasara a volar al punto *B* correspondiente al LRC con 100 kt de viento en cara el alcance disminuiría.

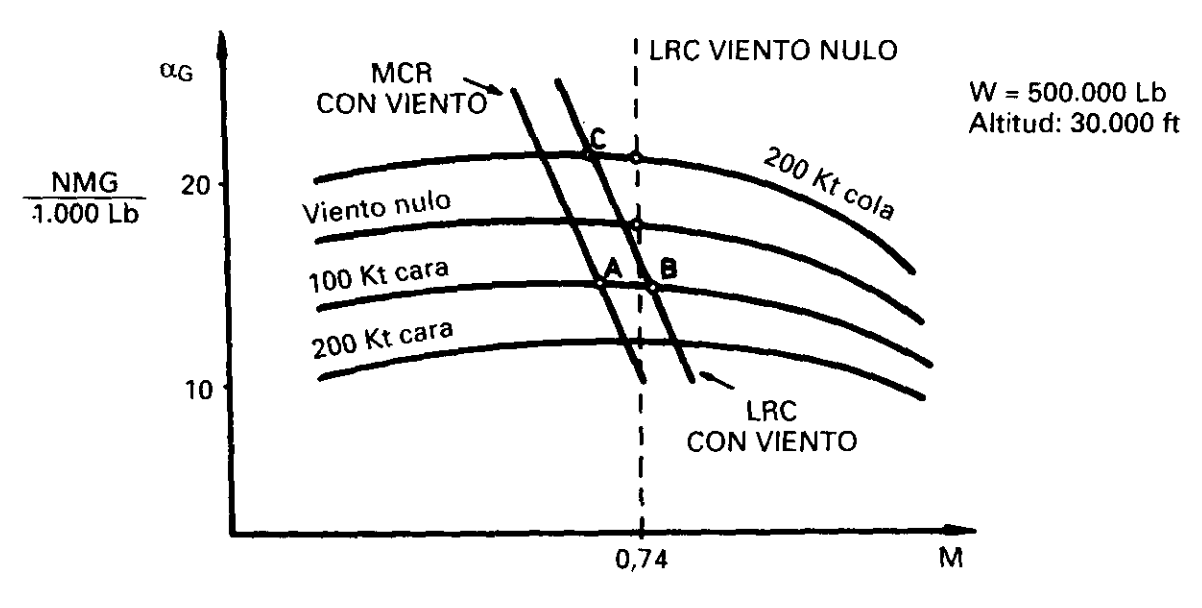


Fig. 7.10.

Conclusión: Con viento en cara conservar la velocidad de LRC viento nulo para velocidades hasta del orden de 150 kt, sólo en caso de vientos superiores habría que considerar el aumento de la velocidad.

Veamos ahora con 100 kt de viento en cola, $M = 0,74$, está lejos del punto C de LRC con 100 kt de cola, para acercarnos al punto C habría que disminuir la velocidad, sin embargo, esto no es aconsejable, ya que nos acercaríamos a la zona de segundo régimen (mínimo de la curva de resistencia).

Conclusión: Con viento en cola mantener la velocidad de LRC viento nulo aún cuando si se disminuyera se ganaría en alcance, pero en este caso se presentarían problemas con la estabilidad en velocidad por estar próximos al segundo régimen (se necesitarían ajustes de empuje frecuentes).

Como vemos, en las fórmulas que conciernen al alcance aparece el factor $\sqrt{\theta}$ luego es de esperar una influencia de la temperatura. Esta influencia no tiene mucha importancia ya que afecta a muchos parámetros cuyas variaciones se compensan; así por ejemplo un aumento de temperatura, significa un aumento de la velocidad del sonido, y por tanto un aumento de la velocidad verdadera para Mach constante, y por otro lado el empuje T/δ disminuye.

Podemos resumir ahora las ventajas del largo alcance respecto al máximo alcance:

a) Aumenta la estabilidad en velocidad (Vid. 7.9) al alejar el vuelo de la zona de segundo régimen, mejorando por tanto la manejabilidad del avión.

b) Aumenta la velocidad (del orden de 15 a 25 kt) a costa de poca pérdida en alcance (un 1%), la reducción en tiempo de vuelo aminora otros costos.

c) Con viento en cara, según acabamos de discutir, la ventaja es en general manifiesta.

En la literatura sobre actuaciones se suele operar con cálculo diferencial, para obtener la denominada fórmula de Breguet, que no es otra cosa que la ecuación que aquí hemos obtenido para el alcance específico, (7.6), sólo que dando el alcance entre dos pesos W_1 y W_2; la diferencia entre dichos pesos es el combustible consumido. Recordemos que el alcance específico es:

$\alpha = \dfrac{NM}{kg}$; llamemos a las millas náuticas R, los kg de combustible son realmente la variación del peso del avión entre dos instantes. Si consideramos lo que ocurre entre dos instantes muy próximos, la fórmula anterior quedará en forma diferencial.

$\alpha = \dfrac{-dR}{dW}$, en donde el signo menos indica que la variación del peso ha sido negativa,

ha disminuido, y obtenemos como expresión para la distancia recorrida en ese incremento de tiempo: $dR = -\alpha \cdot dW$, sustituyendo el valor de α obtenido en (7.6):

$$dR = -\frac{C_0 \cdot \sqrt{\theta} \cdot M \cdot C_L/C_D}{TSFC \cdot W} \cdot dW$$

integrando ahora suponiendo que puede hacerse constante el valor de:

$$\frac{C_0 \cdot \sqrt{\theta}}{TSFC} \cdot M \cdot C_L/C_D \qquad [7.7]$$

que es precisamente el valor del factor de alcance $W.\alpha$, obtenemos:

$$R = (W \cdot \alpha) \cdot L_n \frac{W_1}{W_2} \qquad [7.8]$$

W_1 y W_2 son los pesos al principio y final del crucero.

Luego si se vuela a valores constantes del factor de alcance, $W \cdot \alpha = cte.$, el alcance R será siempre el mismo, si los valores iniciales y finales de los pesos son los mismos. El valor del máximo alcance lo conseguiremos cuando $W \cdot \alpha$ sea máximo durante todo el vuelo. Un valor típico del factor de alcance en crucero, no el máximo, puede ser 9.000 NM, para un avión comercial.

Escribiendo la ec. 7.8 así:

$$R = \left(\frac{C_0 \cdot \sqrt{\theta}}{TSFC} \right) \cdot (M \cdot C_L/C_D) \cdot L_n \frac{W_1}{W_2}$$

conviene puntualizar que esta ecuación se puede utilizar en el proyecto preliminar para acoplar el avión con el motor, ya que el primer paréntesis es un dato o característica del motor y el segundo lo es del avión.

También es interesante ver lo siguiente: el máximo alcance se consigue con el factor de alcance máximo, es decir, sea máxima la expresión (7.7), que se puede escribir así:

$$\frac{V \cdot C_L/C_D}{TSFC} = \sqrt{\frac{2\,W}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \cdot \frac{C_L/C_D}{TSFC} = \sqrt{\frac{2\,W}{\rho\, S}} \cdot \frac{1}{TSFC} \cdot \frac{\sqrt{C_L}}{C_D}$$

de donde deducimos que suponiendo $TSFC = cte.$ en cualquier momento del vuelo para que el alcance sea máximo debe serlo $\sqrt{C_L}/C_D$.

Por último, también hemos visto que el máximo alcance se consigue con $M \cdot C_L/C_D$ máximo, que no coincide con el máximo de C_L/C_D (éste era el valor al que se conseguía el máximo alcance en los aviones con motor alternativo), la velocidad o el Mach de máximo alcance en los reactores ($M\ C_L/C_D$ máximo) es mayor que el valor de la velocidad o Mach de C_L/C_D máximo y cae dentro de la zona de compresibilidad, la gama típica de valores en los aviones comerciales actuales se puede considerar comprendida entre $M = 0{,}697$ y $M = 0{,}810$.

Por lo general, en la práctica, en los reactores sólo hay 2 fases del vuelo en la que se opera con C_L/C_D máximo o muy próximo a este valor y son: la espera y el driftdown, nunca se vuela a velocidades inferiores.

7.5. MÁXIMA AUTONOMÍA

Esta condición la proporciona aquella que da el consumo mínimo de combustible; la forma de obtenerla, es análoga a la de máximo alcance.

Como ahora de lo que se trata es de obtener el menor valor de m_f vamos a combinar en un solo gráfico las curvas de resistencia, fig. 7.2, con las del motor de la fig. 7.3 (b) en donde aparece:

$$T/\delta \quad \text{en función de} \quad \frac{m_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}}$$

obteniendo así la fig. 7.11.

La condición de máxima autonomía se obtiene en los puntos de tangencia de las dos familias de curvas, ya que en ellos, para un valor dado del peso y una altitud definida por δ (es decir, un W/δ fijo), el punto de tangencia nos da el menor valor $\frac{m_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}}$ y por tanto de m_f (flujo de combustible). Esto, naturalmente suponiendo que la temperatura es la estándar. Si no ocurriera así, el factor $\sqrt{\theta}$ intervendría y podría incorporarse una corrección por temperatura.

Puede observarse en la fig. 7.11 que las velocidades o números de Mach a los que se obtiene la máxima autonomía, corresponden a valores inferiores que los correspondientes a los valores mínimos de la resistencia. Este es el motivo por el que se escogen velocidades de espera algo mayores que las que proporcionan el mínimo consumo de combustible. Las velocidades que vienen tabuladas en los manuales de vuelo para las esperas siempre están relacionadas con las de mínima resistencia (por ejemplo, iguales o 1% ma-

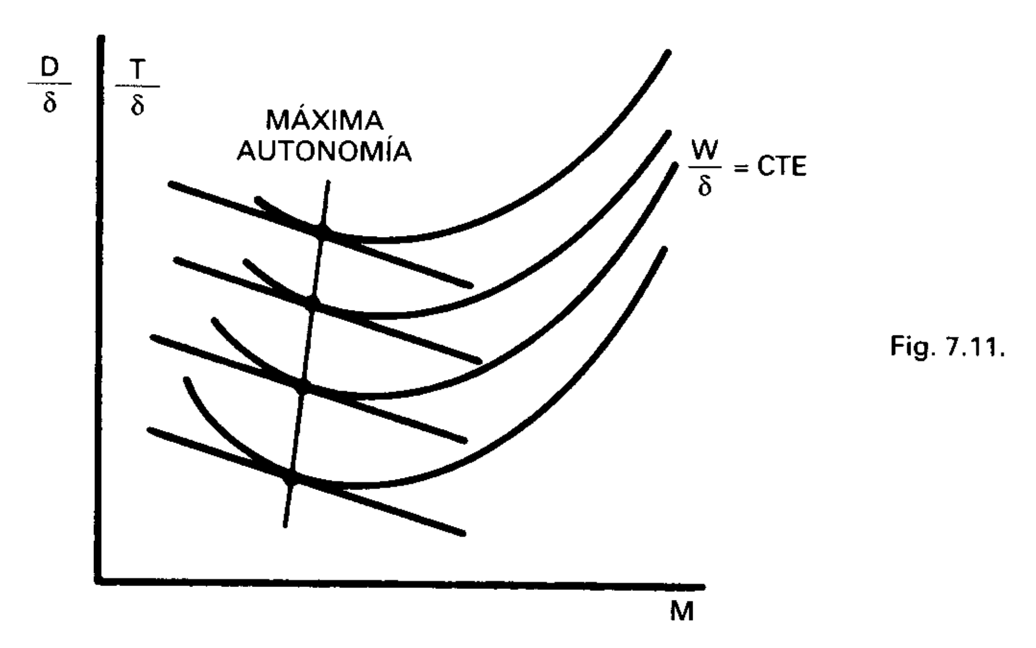


Fig. 7.11.

yores), lo que se pierde en combustible consumido se gana en facilidad para controlar el avión y confort de los pasajeros.

Resumiendo: las velocidades en las que se consigue la máxima autonomía están en la zona de velocidades inestables, (se estudiará en 7.9), es decir, a velocidades inferiores a la de mímina resistencia, aunque muy próximas, fig. 7.11, por dicho motivo podemos decir que la máxima autonomía se consigue volando a, o muy próximo a, la velocidad de mínima resistencia, lo que equivale, Vid. 6.4, a fineza máxima: $(L/D)_{máx} = (C_L/C_D)_{máx}$

Con el fin de reducir la velocidad durante las esperas, puede ser conveniente sacar algo los flaps, el aumento de C_L que se obtenga permitirá la disminución de la velocidad.

Los gráficos que suelen darse para las esperas, en ejes rectangulares, tienen en uno el flujo de combustible m_f, y en otro la altitud, para diferentes valores de peso, es inmediato observar en ellos, que el valor mínimo de combustible consumido suele ser a alturas de por encima de los 30.000 pies. (fig. 7.12).

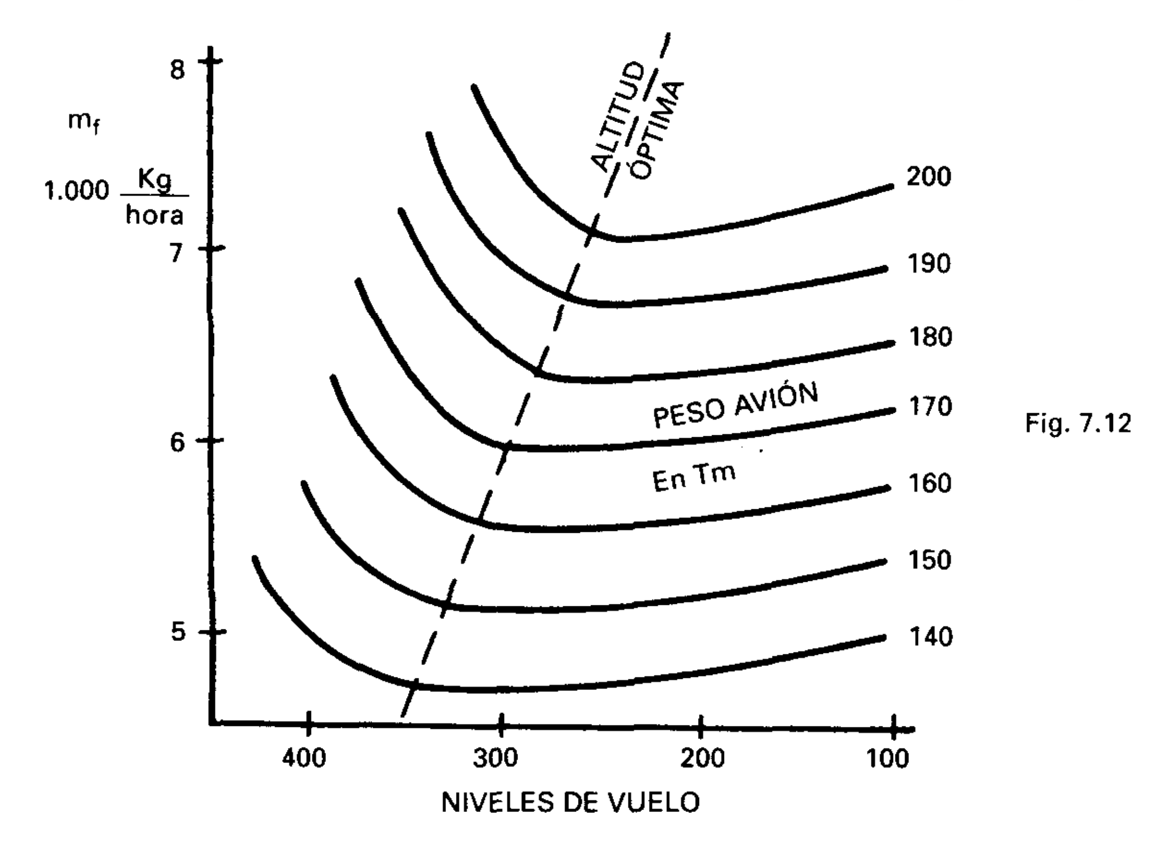


Fig. 7.12

7.6. ACTUACIONES DE SUBIDA

El vuelo ascendente con un ángulo γ con la horizontal y sin aceleración, las fuerzas que actúan sobre el avión son el peso W, la sustentación L, el empuje T y la resistencia D, y tienen la dirección que se indica en la fig. 7.13. Se verificará:

$$\left.\begin{array}{l} W \cdot \cos\gamma = L \\ T = D + W \cdot sen\,\gamma \end{array}\right\}$$ Como el ángulo normalmente es pequeño tendremos cos $\gamma \approx 1$ y sen $\gamma \approx \gamma$ (en radianes), luego

$$W = L$$
$$T = D + W\gamma$$

Como se observa de la segunda ecuación, el empuje T debe ser mayor que la resistencia D en una cantidad que es $W \cdot \gamma$, es decir, la componente del peso en la dirección del movimiento, tenemos $\frac{T-D}{W} = \gamma$. La velocidad vertical R/C es la componente vertical de la velocidad verdadera del avión, fig. 7.13, verificándose $R/C = V \cdot$ sen γ. Con la misma hipótesis de γ pequeño queda:

$$\frac{R/C}{V} = \gamma \qquad luego \qquad \gamma = \frac{T-D}{W} = \frac{R/C}{V} = \frac{R/C}{M \cdot C_0 \sqrt{\theta}} \, ,$$

de donde:
$$\frac{R/C}{V} = \frac{T-D}{W} \qquad [7.9]$$

o bien $\quad R/C = C_0 \cdot M \cdot \sqrt{\theta} \; \frac{T-D}{W} = V \cdot \frac{T-D}{W}$

Para mantener una velocidad vertical determinada, con un peso y una velocidad de vuelo fijos, observamos en la ecuación anterior, que debemos operar sólo con el mando de empuje y nunca con el timón de profundidad.

$$R/C = C_0 \cdot M \cdot \sqrt{\theta} \; \frac{T/\delta - D/\delta}{W/\delta} \qquad [7.10]$$

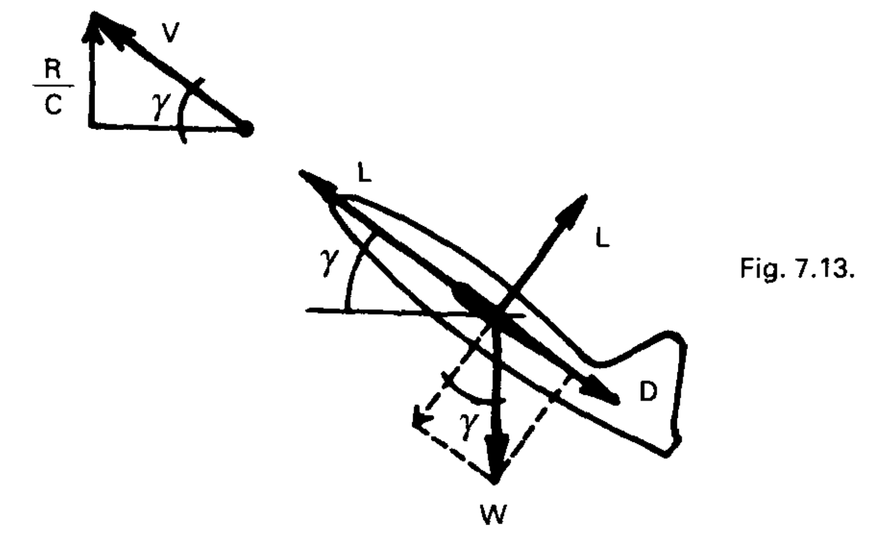


Fig. 7.13.

Para este caso, en el que se utiliza uno de los regímenes de motor definidos en 7.3, el máximo de subida, MCL, utilizaremos la curva inferior de la fig. 7.3(a), que representamos en la fig. 7.14, en este caso para el régimen MCL y temperatura estándar.

Combinando las curvas de la fig. 7.14 con la 7.1(b) para una altitud determinada, por ejemplo 3.000 pies, tendríamos la fig. 7.15. En ella para un número de Mach dado, el valor $T/\delta - D/\delta$ será la distancia vertical que existe entre las dos líneas para ese número de Mach.

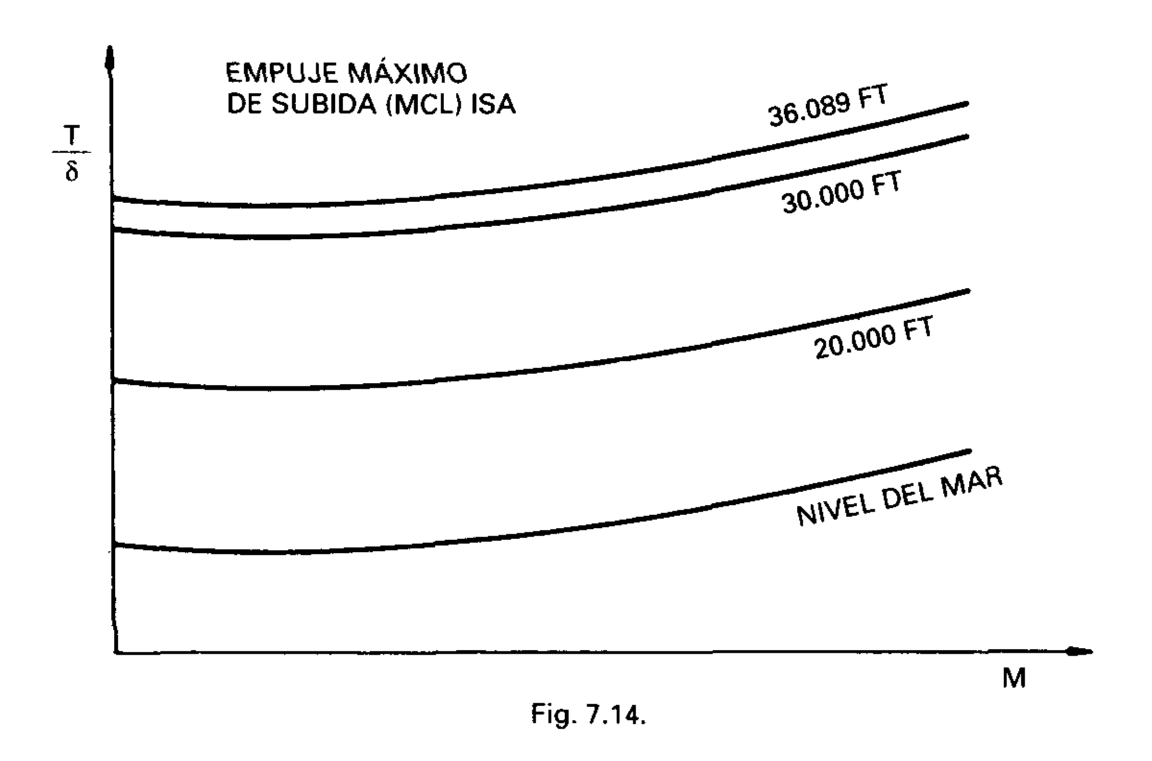


Fig. 7.14.

Como vemos en la ec. 7.10, la velocidad vertical *R/C,* será máxima, cuando lo sea $M \cdot \left(\frac{T}{\delta} - \frac{T}{\delta} \right)$ suponiendo la temperatura tipo, para un peso determinado, esta condición puede expresarse matemáticamente de diferentes formas que no exponemos, por carecer de interés. Lo haremos gráficamente.

El valor máximo de *R/C* corresponde a una velocidad algo mayor que la que corresponde al máximo de $T/\delta - D/\delta$. Conforme la altitud aumenta la velocidad de máximo *R/C* también aumenta, ya que las curvas $W/\delta = cte.$, se van desplazando hacia la derecha. De esto se deduce que si se quiere subir con el valor máximo de *R/C* será necesario que el avión vaya acelerándose, lo que requerirá más empuje.

En la misma fig. 7.15 hemos dibujado la diferencia $T/\delta - D/\delta$ multiplicada por la velocidad $V = C_0 \cdot M \cdot \sqrt{\theta}$, es decir, los valores de *R/C.*

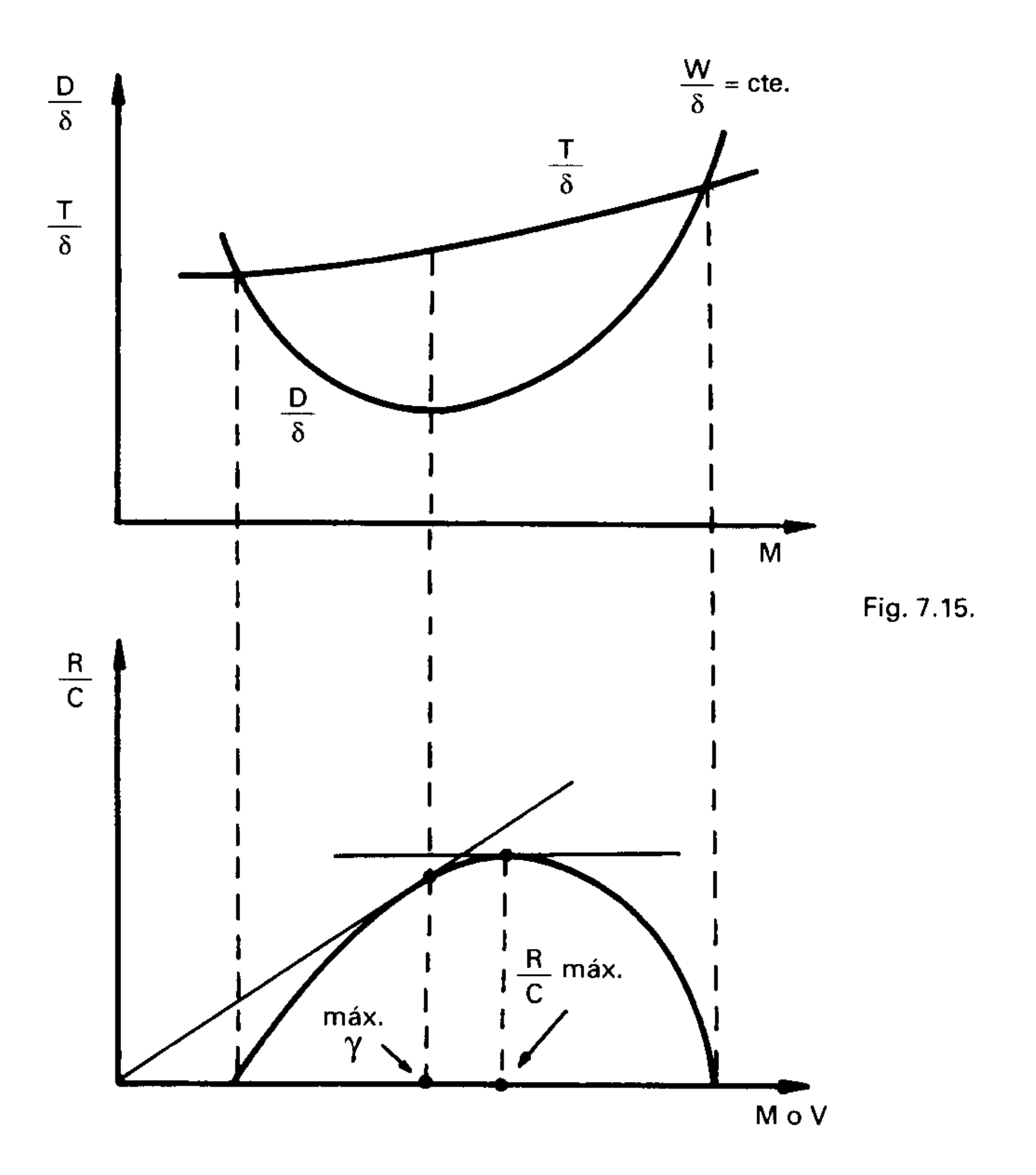


Fig. 7.15.

Obsérvese que en el eje de abcisas, nos dará lo mismo poner valores de M que de velocidades V. La única variación que existe, es la escala de dicho eje, que vendría afectada por el factor $C_0 \cdot \sqrt{\theta}$

Análogamente a lo que ocurría en el caso de los aviones de émbolo, el valor de M o V que da la máxima velocidad vertical $(R/C)_{máx}$, es superior al que proporciona el ángulo máximo de subida $\gamma_{máx}$

El valor de la velocidad que proporciona el $\gamma_{máx}$ es el de la tangente a la curva. Pero también podemos observar que el ángulo de subida sólo depende del exceso de empuje sobre la resistencia, es decir, de la diferencia $T/\delta - D/\delta$, luego prácticamente, el ángulo de subida máximo se obtendrá cuando la resistencia sea mínima, es decir con la fineza máxima.

Observemos también en la ec. 7.10, que en el denominador existe el parámetro W/δ; a mayor altitud, δ disminuirá, W/δ aumentará, y el R/C disminuirá, luego:

La velocidad máxima vertical $R/C_{máx}$ es función de la altitud, disminuyendo conforme la altitud aumenta.

Hasta ahora hemos estudiado lo que ocurre en la subida a velocidad constante, si además, la velocidad (Verdadera) aumenta, es decir, si el vuelo es acelerado las ecuaciones a plantear serán (fig. 7.13).

$$W \cos \gamma = L$$

$$(T - D - W \cdot \text{sen } \gamma) = \frac{W}{g} \cdot a$$

En la segunda ecuación, $T - D - W \cdot$ sen γ representa el exceso de fuerza que existe en la dirección del movimiento que produce la aceleración a, a la masa W/g.

Haciendo las mismas hipótesis que anteriormente del ángulo pequeño y dividiendo la segunda por W tenemos:

$W = L$ Como $\gamma = \frac{(R/C)_a}{V}$ $(R/C)_a$ = Velocidad vertical en vuelo acelerado.

$$\frac{T-D}{W} - \gamma = \frac{a}{g} \qquad \frac{T-D}{W} = \frac{(R/C)_a}{V} + \frac{a}{g}, \qquad [7.11]$$

La aceleración es un vector de la misma dirección que la velocidad, y sabemos que es $a = \frac{\Delta V}{\Delta t}$ o en forma diferencial $a = \frac{dV}{dt}$. Multiplicando y dividiendo por Δh queda $a = \frac{\Delta V}{\Delta h} \cdot \frac{\Delta h}{\Delta t}$ en donde $\frac{\Delta h}{\Delta t} = (R/C)_a$, luego a $= (R/C)_a \frac{\Delta V}{\Delta h}$ la ecuación (7.11) quedará

$$\frac{T-D}{W} = \frac{(R/C)_a}{V} + (R/C)_a \cdot \frac{\Delta V}{g \cdot \Delta h}.$$

Como habíamos obtenido la fórmula 7.9. para vuelo sin aceleración, $\frac{R/C}{V} = \frac{T-D}{W}$, quedará:

$$\frac{R/C}{V} = \frac{(R/C)_a}{V} + (R/C)_a \frac{\Delta V}{g \cdot \Delta h}$$

$$\frac{R/C}{V} = (R/C)_a \left(\frac{1}{V} + \frac{\Delta V}{g \cdot \Delta h} \right); \quad \frac{R/C}{V} = (R/C)_a \frac{1}{V} \left(1 + \frac{V \cdot \Delta V}{g \cdot \Delta h} \right)$$

luego
$$(R/C)_a = \frac{R/C}{1 + \frac{V}{g} \cdot \frac{\Delta V}{\Delta h}} \qquad [7.12]$$

R/C = Velocidad vertical en vuelo no acelerado.

Si los valores de R/C se quieren en pies por minuto, para V en kt y h en ft, queda:

$$(R/C)_a = \frac{R/C}{1 + 0{,}089 \cdot V \cdot \frac{\Delta V}{\Delta h}} \qquad [7.13]$$

Veamos con un ejemplo lo que significa.

Si un avión está subiendo con una velocidad de 250 kt (TAS) que aumenta 6 kt cada 1.000 pies de subida, tendremos:

$$(R/C)_a = \frac{R/C}{1 + 0{,}089 \cdot 250 \cdot \dfrac{6}{1.000}} = \frac{R/C}{1 + 0{,}1335} = \frac{R/C}{1{,}1335} = 0{,}88 \cdot R/C$$

Es decir, la velocidad vertical con esta aceleración de 6 kt cada 1.000 pies en la TAS es 0,88 veces la que correspondería a la misma altitud y en vuelo no acelerado, lo cual equivale a una pérdida en velocidad vertical de aproximadamente un 12%.

El término que aparece en el denominador de la ecuación 7.12. y que establece la diferencia entre los valores de *R/C* para vuelo acelerado y no acelerado, pasando al límite se escribe:

$$\frac{V}{g}\ \frac{\Delta V}{\Delta h} = \frac{V}{g}\ \frac{dV}{dh}$$

pudiéndose calcular su valor en función de *M* para diversas condiciones de temperatura, velocidad y altitud.

Los cálculos son laboriosos, damos a continuación el resultado para el caso de temperatura estándar, se han utilizado algunas ecuaciones del cap. 1, desde la 1.23 hasta la 1.33, del cap. 2, las 2.1 y 2.12 y la A-3 del Apéndice A.

TEMPERATURA ESTÁNDAR

	M = cte.	V_e = cte.	V_c = cte.
h>11000 m	0	0,7 M^2	0,7 $M^2 \cdot$ f(M)
h<11000 m	0,13318 M^2	0,5668 M^2	0,7 $M^2 \cdot$ [f(M) – 0,1902]

donde

$$f(M) = \frac{1}{0{,}7\,M^2}\ \frac{[\,(1+0{,}2\,M^2)^{3{,}5} - 1]}{[(1+0{,}2\,M^2)^{2{,}5}]}$$

Para temperatura no estándar los valores dados coinciden para *h > 11000 m*, pero son algo más complejos para *h < 11000 m*.

Los valores de la tabla anterior se pueden utilizar también para el descenso, ec. 7.17.

Simplemente de la fórmula 7.12 se establece que la velocidad vertical en vuelo acelerado será siempre menor que en vuelo sin aceleración, ello es debido a que todo el empuje de los motores no se utiliza sólo en subir, sino además en comunicar al avión una aceleración.

De aquí también se deduce lógicamente que cuando sea necesario franquear obstáculos no interesará acelerar el avión con el fin de obtener el máximo valor de *R/C*.

En la subida inicial las diversas posiciones de flaps influyen tanto en el *R/C* como en el ángulo de subida. En la fig. 7.16 se muestra a título de ejem-

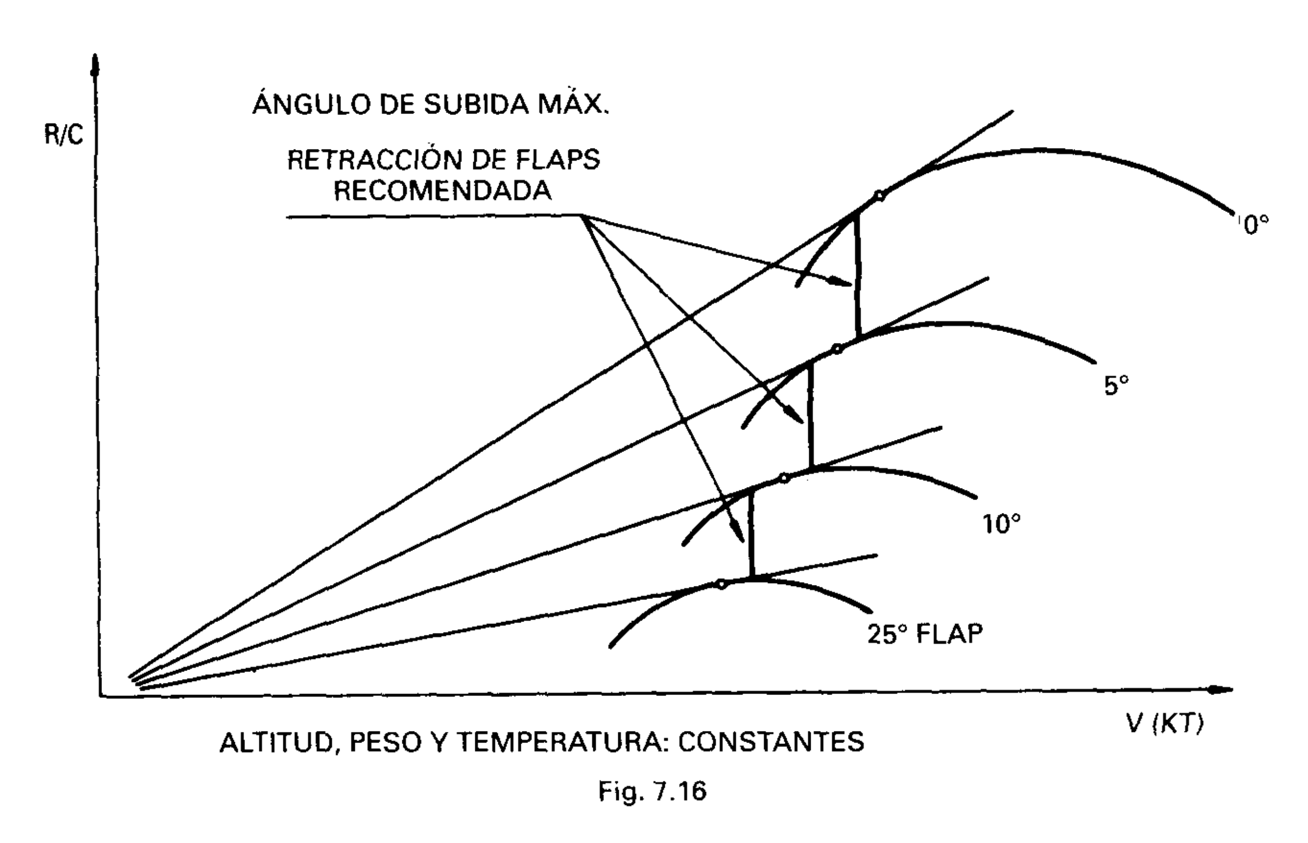


Fig. 7.16

plo como serían estos valores, y los puntos en los que convendría ir efectuando la recogida de flaps.

El techo del avión, *R/C = 0*, se tratará con detalle en el párrafo 8.7.

Es muy usual que la subida inicial desde el despegue hasta la altitud de crucero se efectúe de acuerdo con una programación de velocidades IAS/MACH constantes, por esta razón en algunos Manuales de Operación aparecen curvas del tipo de la fig. 7.17 en la que se proporcionan los valores de *R/C* en función de la presión altitud para diferentes valores del peso *W*.

En el ejemplo que exponemos que puede corresponder a un caso real, la subida inicial hasta 10000 ft se efectúa a una IAS=250 kt conforme sube el avión al ser la IAS cte. la TAS(V) aumenta, por tanto, es una subida en vuelo acelerado, y el valor de *R/C* sería el resultado de aplicar la ecuación 7.12, menor que el correspondiente a vuelo sin aceleración, el cálculo no es inmediato porque el valor de *R/C* que aparece en el segundo miembro de la ecuación 7.12 es el de la ecuación 7.10 de vuelo sin aceleración, y éste a su vez depende de *M* y del empuje *T*, y ambos varían con la altitud, siendo el resultado que *R/C* disminuye cuando la altitud aumenta, porque el empuje disminuye más rápidamente que la resistencia.

Siguiendo con el ejemplo a partir de 10000 ft y hasta 28000 ft se sube con una IAS de 325 kt, éste es el motivo de la primera discontinuidad que

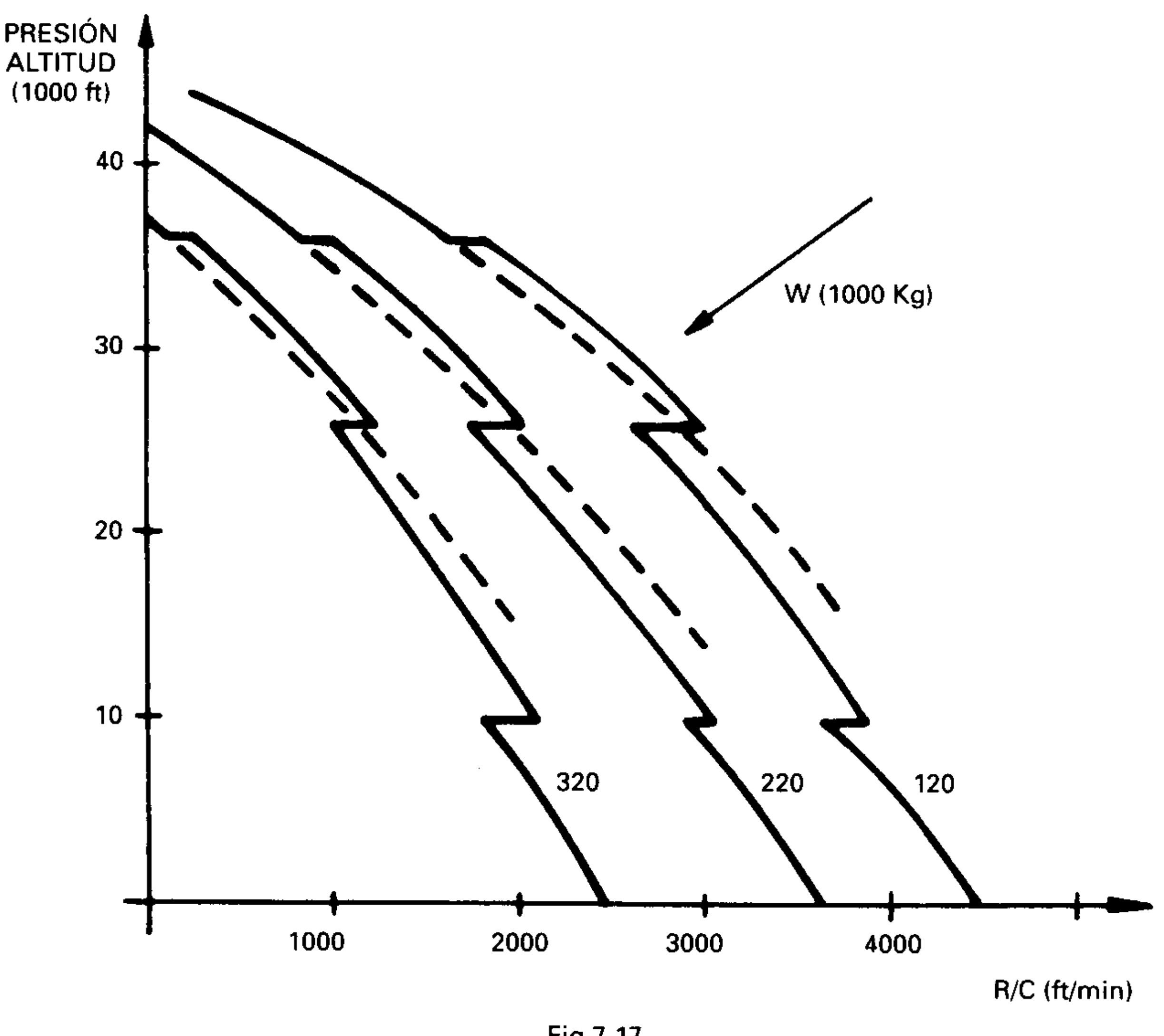


Fig 7.17.

aparece en las curvas y el razonamiento del primer tramo es válido también ahora. Sigue siendo vuelo acelerado.

A partir de 28000 ft, se pasa de mantener cte. la IAS a mantener cte. el número de Mach, en este ejemplo $M=0.84$, ésta es la razón por la que aparece la segunda discontinuidad en las curvas. Al mantener cte. M la TAS va disminuyendo conforme el avión sube, en este caso el vuelo es decelerado.

Conforme se va subiendo a $M = cte.$, no sólo disminuye la TAS sino también el *R/C*, hasta llegar a la tropopausa (~ 36000 ft) donde aparece otra discontinuidad, ya que a partir de ese punto la temperatura es cte. y la TAS correspondiente también, la ecuación a aplicar ahora es la 7.10 de vuelo sin aceleración.

El motivo de programar las subidas de esta forma, IAS/MACH cte., en lugar de hacerlo con TAS es para facilitar la tarea del piloto.

Las velocidades que se escogen en este programa de subida se intenta que se aproximen a los valores de *R/C* máximos de la fig. 7.15, recuérdese que se ha dicho que las magnitudes representadas en esta figura son para una altitud determinada, que conforme aumenta la altitud el valor $T/\delta - D/\delta$ de la ec. 7.10 disminuye y por tanto también los valores de *R/C*.

En el ejemplo tratado, vemos que con la programación de velocidades establecida, existen tramos de vuelo acelerado en los que es de aplicación la ec. 7.12, en ellos los valores de *R/C* pueden ser hasta un 25% menores que los correspondientes a vuelo sin acelerar. También existen tramos de vuelo con deceleración en donde los valores de *R/C* pueden ser hasta un 8% mayores que los correspondientes a vuelo sin aceleración. Y también tramos de vuelo sin acelerar, en los que los valores obtenidos corresponden a la ec. 7.10. En la fig. 7.17 está dibujada de puntos la línea que correspondería a vuelo sin acelerar.

En los reactores la subida por encima de 36000 ft se suele hacer a $M = cte.$ (o bien a TAS = *cte.*) porque el valor máximo de *R/C* se obtiene en esas condiciones conforme se sube.

7.7. ACTUACIONES DE DESCENSO

Las ecuaciones para vuelo en descenso no acelerado, son las mismas que para la subida, pero con el signo del ángulo negativo.

No obstante, vamos a obtenerlas de la fig. 7.18.

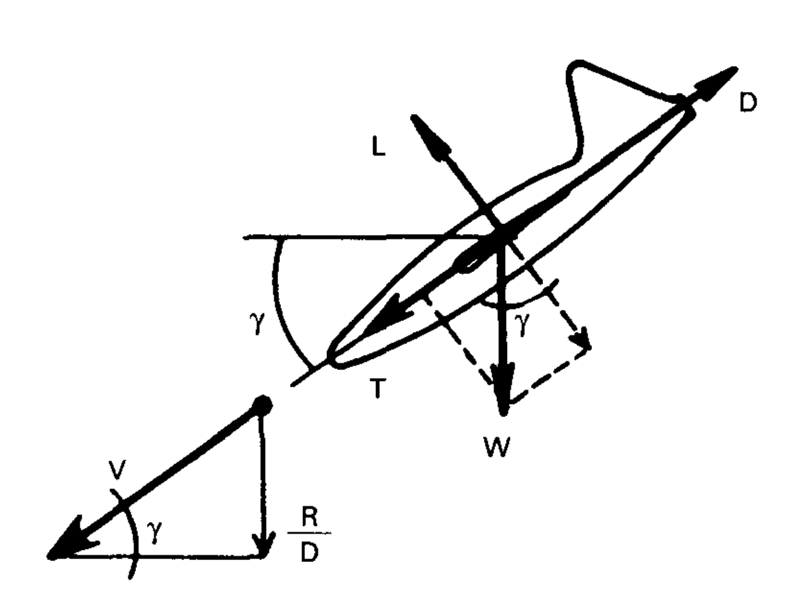


Fig. 7.18.

$$\left.\begin{aligned} T + W \cdot \text{sen}\ \gamma &= D \\ L &= W \cdot \cos \gamma \end{aligned}\right\} \quad \text{Para valores de } \gamma \text{ pequeños.} \quad \text{sen}\ \gamma \cong \gamma \quad \text{y} \quad \cos \gamma \cong 1$$

$$\left.\begin{aligned} T &= D - W \cdot \gamma. \\ L &= W \end{aligned}\right\} \qquad [7.14]$$

La velocidad vertical de descenso R/D es:

$R/D = V \cdot \text{sen}\ \gamma$; $\quad R/D = V \cdot \gamma$, $\quad$ de 7.14

$$\gamma = \frac{D - T}{W} \qquad [7.15]$$

luego $\quad R/D = V \cdot \dfrac{D - T}{W}$

$$R/D = C_0 \cdot M \cdot \sqrt{\theta} \cdot \frac{D/\delta - T/\delta}{W/\delta} \qquad [7.16]$$

Como se ve, esta fórmula es análoga a la 7.8 de la subida, cambiando los signos de D y T, análogamente podríamos demostrar que si el descenso es acelerado:

$$(R/D)_a = \frac{R/D}{1 + 0{,}089 \cdot V \cdot \dfrac{\Delta V}{\Delta h}} \qquad [7.17]$$

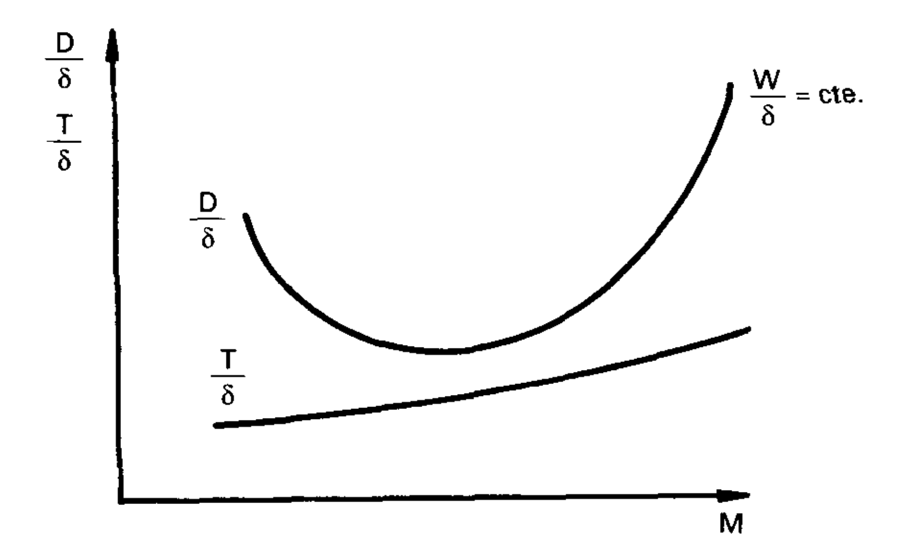
Es decir, la velocidad vertical de descenso en vuelo acelerado es menor que en descenso sin aceleración.

Análogamente a lo que hicimos en el caso de aviones de émbolo, podemos hallar gráficamente el valor mínimo de la velocidad vertical de descenso $(R/D)_{min.}$ y el ángulo de descenso mínimo $(\gamma_{min.})$.

Para ello, en la fig. 7.19 tomamos la diferencia D/δ —T/δ de la parte superior, y en la inferior dibujamos dicha diferencia multiplicada por V o lo que es lo mismo por $C_0 \cdot M \cdot \sqrt{\theta}$.

Observamos que el valor mínimo de γ nos lo proporciona la tangente desde el origen a la curva, y que la velocidad que corresponde a $\gamma_{min.}$ es superior a la que corresponde a $R/D_{min.}$.

En el caso de fallo de un motor, o cuando es necesario pararlo por algún motivo, los motores restantes no suelen normalmente dar el suficiente empuje a los regímenes normales, como para volar a niveles próximos al de máximo alcance o autonomía. Con el fin de conseguir estar lo más cerca posible del alcance específico óptimo y al mismo tiempo conseguir un margen de al-



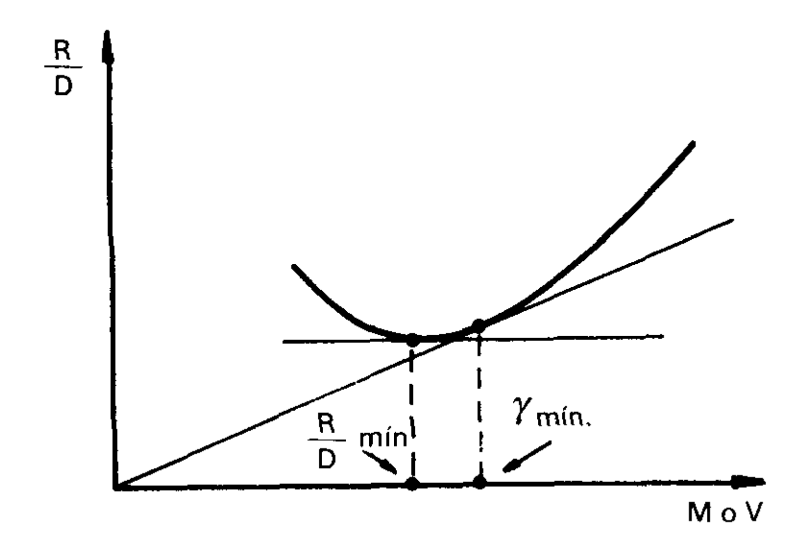


Fig. 7.19

tura sobre los obstáculos posibles, es necesario conservar el valor del ángulo de descenso γ en su valor mínimo. La forma de conseguirlo es volando con el ángulo de ataque que proporciona la máxima fineza (Véase final de 6.16) igual que en los aviones convencionales.

En general, si el empuje es bajo, el ángulo mínimo de descenso se obtendrá con la velocidad que proporciona la fineza máxima.

En el caso de tener que descender rápidamente como puede ocurrir por fallo del sistema de presurización, o simplemente por motivos de tráfico, en la fig. 7.19 observamos que se conseguiría a grandes velocidades, (a mayor velocidad más rápido el descenso), naturalmente existe un límite a la velocidad que es V_{MO} (velocidad máxima operativa) y a partir de una altitud, el límite está en forma de un número de Mach, el M_{MO} (Mach máximo operativo). (Actualmente el concepto de máximo operativo ha venido a sustituir a los de nunca excedido y normal operativo).

En la operación es fundamental obtener el costo mínimo, especialmente en los aviones comerciales, y como resulta que volar a altitudes bajas significa en los reactores consumo grande de combustible, será conveniente permanecer en régimen de crucero, casi hasta la vertical del destino y luego efectuar un descenso rápido, con las limitaciones que hemos hecho anteriormente en cuanto a velocidad o por consideraciones acerca del máximo cambio de presión tolerable en la cabina para el confort del pasaje, que suele ser el equivalente a un descenso de 300 pies por minuto.

7.8. VIRAJES

Todo lo expuesto al final del capítulo anterior sobre virajes es completamente válido (incluidas las ecuaciones) para los reactores.

Recordemos que habíamos razonado el motivo por el que los virajes acusados debían evitarse inmediatamente después del despegue, aproximación, o cualquier otra situación crítica en la que la potencia no pueda ser aumentada en lo que un viraje exigiría (por ejemplo, fallo o mal funcionamiento de motor).

En los aviones de reacción se presenta además una desventaja en los casos anteriores, respecto a los de hélice, y ello es debido a que el soplado de la hélice que puede llegar a afectar a gran parte de la superficie alar, (Vid. 5.9), hace que la corriente del aire en las alas tenga una velocidad superior a la del vuelo, alejando la pérdida, en los reactores al no contar con ese soplado estamos en condiciones más desfavorables.

Análogamente a la figura que indicaba, en el caso de aviones de émbolo, el exceso de potencia necesaria en un viraje sobre el vuelo horizontal, en la fig. 7.20, se expone el exceso de empuje que se necesita debido al aumento de la resistencia inducida en un viraje para aviones reactores.

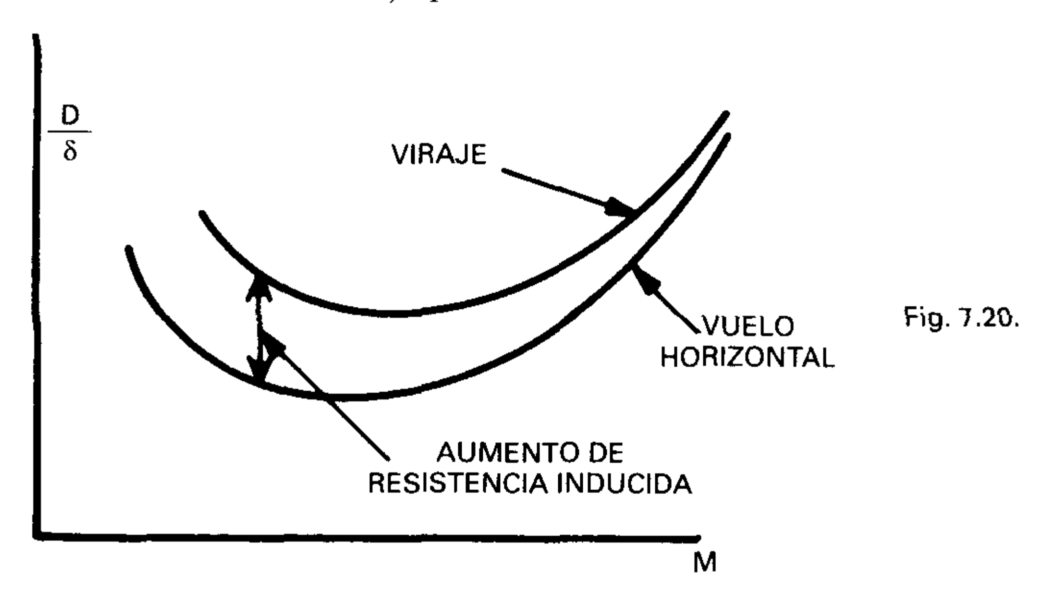


Fig. 7.20.

7.9. ESTABILIDAD EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD

El uso de este término *(speed stability)* no debe confundirse con la estabilidad estática longitudinal que se expone en capítulos posteriores, sino a lo que en cierto modo ya se trató en 6.19 al hablar del segundo régimen de los aviones con motor alternativo.

La estabilidad en función de la velocidad se puede definir como la tendencia del avión a volver a su velocidad primitiva después de haber sufrido ésta una perturbación (por turbulencias, variaciones de la temperatura que modifican el valor del empuje, cambios repentinos en la intensidad del viento en cara o cola, pequeños movimientos del c. de g., etcétera).

Suponemos el avión volando a una velocidad constante por ejemplo sea ésta la correspondiente a largo alcance, LRC, y suponemos que se mantiene la altitud y que no se modifica la posición de la palanca de gases.

En el apartado 7.3 hemos expuesto diversas formas de las curvas de empuje según los diversos parámetros que nos podían interesar. Vamos a ver ahora como son las líneas de empuje para una posición fija de la palanca de gases (TLA, Thrust Lever Angle).

En la fig. 7.21, se representa el empuje *T*, para posiciones fijas de la palanca de gases, y también en líneas de puntos para valores de EPR constantes.

En la fig. 7.22 se representa *T* para una posición fija de la palanca de gases, pero con las variaciones que sufre *T* según la temperatura.

Volando a largo alcance, LRC, para un peso determinado, la posición de la palanca de gases será tal que se vuele al Mach correspondiente, sea M_A, fig. 7.23, representamos también la curva de resistencia *D*. Se observa también la posición correspondiente al máximo alcance MRC, y el incremento

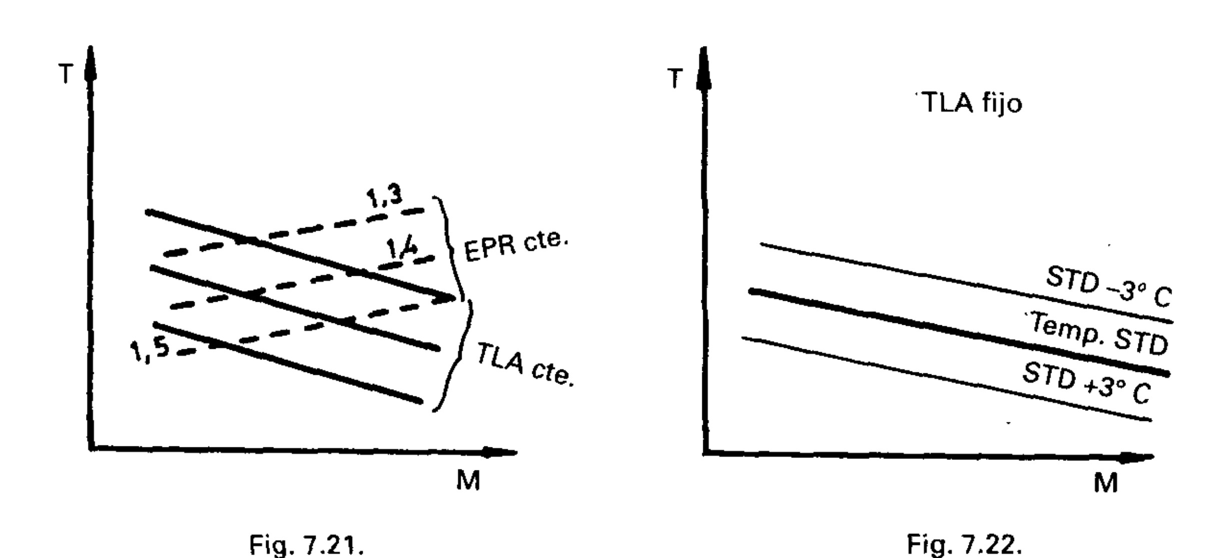


Fig. 7.21.

Fig. 7.22.

de empuje que existe volando a LRC respecto a MRC. Si una perturbación disminuye el Mach hasta M_B, el exceso de empuje respecto a la resistencia hará que el avión se acelere hasta M_A. Si por el contrario el Mach aumenta a M_C, el exceso de resistencia respecto al empuje, hará que el avión se decelere hasta el Mach inicial M_A. Existe estabilidad en velocidad. En dicha fig. 7.23, se observa que en la zona de máximo alcance, los excesos de empuje sobre la resistencia son muy pequeños, y por tanto los tiempos en recuperar la velocidad primitiva, después de una perturbación, serán grandes, por ser pequeñas las aceleraciones, incluso si la perturbación es muy grande llega a la zona de segundo régimen. Este es el motivo por el cual no se utiliza el máximo alcance y sólo vienen datos para el largo alcance en los Manuales de Vuelo. Los tiempos a que hemos hecho referencia anteriormente serán tanto mayores cuanto más plana sea la curva de resistencia en la parte inferior, hecho que suele ocurrir en los reactores.

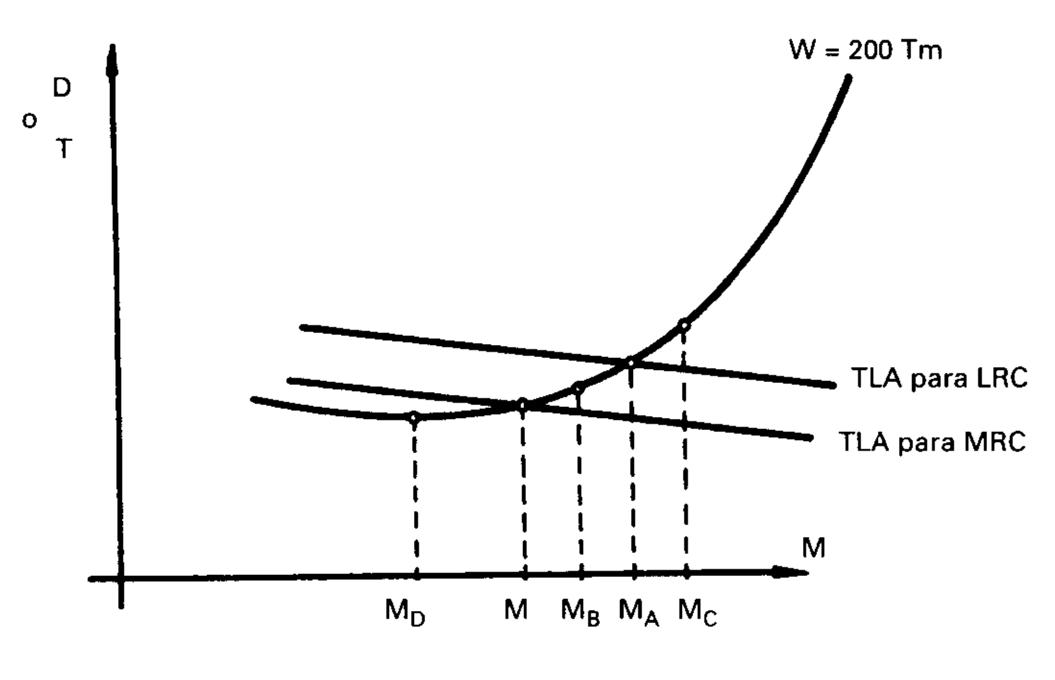


Fig. 7.23.

Como conclusión podemos decir que los vuelos a la derecha del punto de mínima resistencia M_D (realmente es un poco más a la izquierda del M_D en la fig. 7.23) son estables en velocidad y a la izquierda del M_D inestables (segundo régimen).

Veamos ahora lo que ocurre volando a largo alcance, LRC, y con temperatura estándar. En la fig. 7.24 se representa la curva de resistencia para el peso que tenga el avión y el empuje que proporcionan los motores para la posición de la palanca de gases que corresponda. Si hay un aumento de temperatura, por ejemplo, de 3 °C, el empuje disminuye (Vid. fig. 7.22), se pasará de volar a M_B a volar a M_A y se quedará en este punto de equilibrio

en el cual el nuevo empuje iguala a la resistencia. Para volver al Mach de largo alcance, será necesario efectuar un ajuste con la palanca de gases.

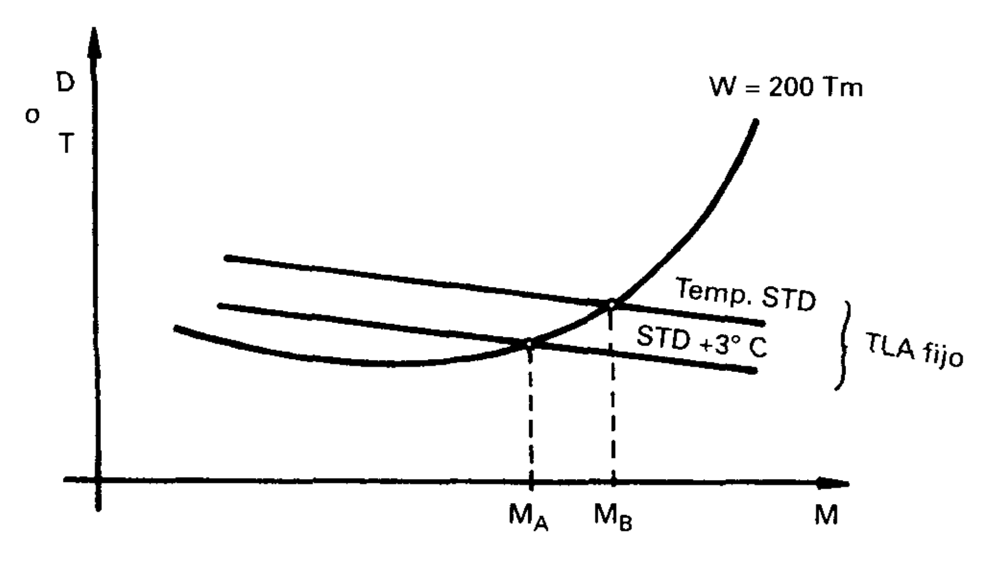


Fig. 7.24.

Veamos por último una cuestión interesante en el vuelo a Mach constante. Para ello vamos a utilizar curvas con el empuje y la resistencia normalizados o corregidos, T/δ y D/δ, como hemos venido haciendo a lo largo de este capítulo. Para ello, en primer lugar diremos que el empuje expresado de este modo tiene la forma que se representa en la fig. 7.25, para posiciones fijas de la palanca, TLA, puede observarse que son muy parecidas a las de la fig. 7.21. Combinando esta figura con la 7.2 obtenemos la fig. 7.26. En ella observamos que volando a Mach constante, por ejemplo, 0,82, estamos más próximos al mínimo de resistencia o segundo régimen cuanto mayor sea el valor de W/δ, o lo que es igual, cuanto mayor sea el peso y/o la altitud. Por tanto, volando a Mach constante habrá menos estabilidad en velocidad cuanto más altitud y/o peso tenga el avión.

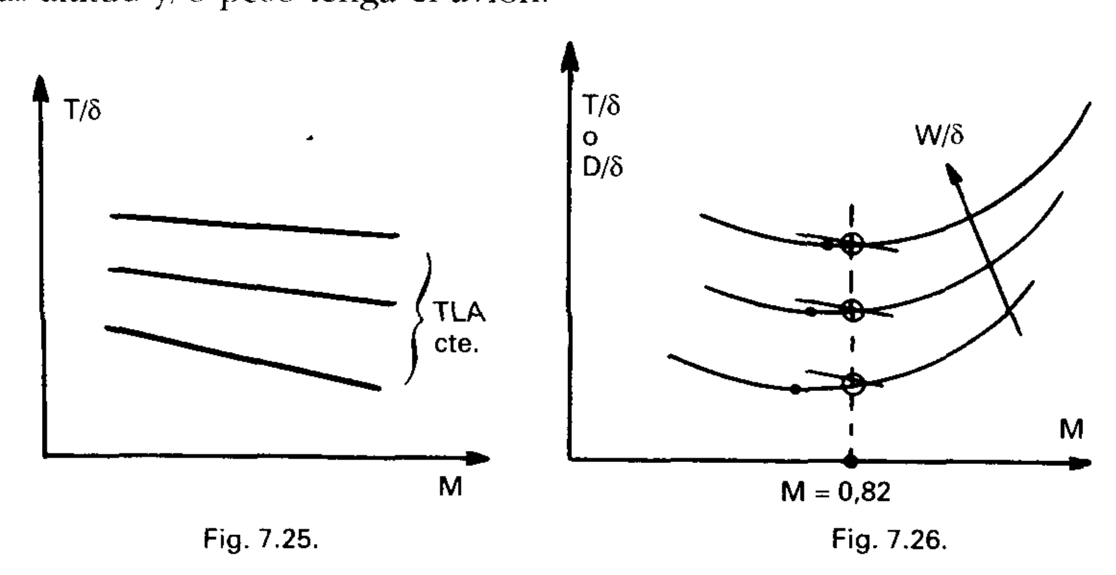


Fig. 7.25.

Fig. 7.26.

7.10. RESUMEN DE LAS ACTUACIONES DE LOS AVIONES CON MOTOR DE REACCIÓN

	Máx. alcance	**Máx. autonomía**	**Máx. planeo**	**Máx. ángulo de subida**
Condición	$\left(M \frac{L}{D}\right)_{máx}$ $\left(\frac{\sqrt{C_L}}{C_D}\right)_{máx}$	Mínima D $\left(\frac{L}{D}\right)_{máx}$	Mínima D $\left(\frac{L}{D}\right)_{máx}$	Mínima D $\left(\frac{L}{D}\right)_{máx}$
Altitud	Alta	Teóricamente cualquiera. Prácticamente alta.	—	—

AVIONES DE TURBOHÉLICE

7.11. GENERALIDADES

Los aviones con motores de turbohélice gozan de algunas de las particularidades de los reactores y, sin embargo, su comportamiento aerodinámico es el de un avión con hélices.

La gran mayoría de este tipo de aviones vuelan a baja velocidad (entendiendo por tal valores de Mach inferiores a 0,5) y por lo tanto se puede considerar de forma simplificada que los valores de la polar de resistencia son independientes del número de Mach y son aplicables las ecuaciones descritas en el capítulo 6. Sin embargo, los aviones de transporte turbohélice de la última generación alcanzan velocidades superiores a Mach 0,5 y por ello se deben considerar polares de resistencia en función del número Mach, lo que hace necesario la utilización de ecuaciones parecidas a las que hemos visto en este capítulo 7.

7.12. MOTOR TURBOHÉLICE

Las variables primarias que afectan a la potencia suministrada por el motor a la hélice son las mismas que se comentaron en el apartado 7.3 para el empuje de los turborreactores; es decir Mach, δ, ρ (altitud y temperatura) y régimen de motor.

Entre el motor y la hélice existe una caja reductora para reducir las revoluciones de la turbina de potencia (~20.000 rpm) hasta las adecuadas al funcionamiento de una hélice (~1.000 rpm).

AVIONES DE TURBOHÉLICE

Las variables primarias que afectan a la tracción son: la velocidad de giro de la hélice, la velocidad de vuelo, la densidad del aire y la potencia. Se puede escribir:

$$P_D = T \cdot V$$

y también, Vid. ecuación 6.9

$$P_D = \eta_h \cdot P_s$$

de donde

$$T = \eta_h \cdot (P_s/V)$$

Siendo:

T = Tracción de la hélice.
η_h = Rendimiento de la hélice.
V = Velocidad de vuelo.
P_s = Potencia en el eje de la hélice.
P_n = Potencia disponible.

Recordemos que el rendimiento de una hélice determinada es una función, bastante compleja, de la velocidad de vuelo, de la velocidad de giro de la hélice y de la potencia que se aplique. Hay que tener en cuenta, en este caso de turbohélices, que la potencia que suministra el motor es diferente de la que existe en el eje, P_s, ya que existe una caja reductora de velocidad y ésta tiene un rendimiento, η_r, luego si llamamos P_{eng} a la potencia que suministra el motor, la potencia que hay en el eje es:

$$P_s = \eta_r \cdot P_{eng}$$

El rendimiento de la caja reductora suele ser, a rpm constantes, una función de la potencia aplicada, y bastante constante para potencias cercanas al 100% de la máxima para la cual haya sido diseñada.

A efectos propulsivos hay que tener en cuenta también la existencia de un empuje residual debido a los gases de escape del motor; que puede ser de mayor o menor importancia dependiendo del diseño del motor y de la tobera.

Habitualmente el piloto no tiene en cabina una indicación directa de la potencia sino del par motor (TQ = torque) pero éste está directamente relacionado con ella mediante:

$$P = TQ \cdot N$$

siendo N la velocidad de giro. Si el par motor está medido sobre el eje de la hélice, el valor de N en la expresión anterior se refiere a las revoluciones de

AVIONES DE TURBOHÉLICE

hélice y la potencia *P* es la aplicada directamente sobre ella; mientras que si la medida se realiza sobre el eje de la turbina, el valor de *N* designa a las rpm de turbina y la potencia así obtenida habrá que multiplicarla por el rendimento de la caja reductora para poder obtener el valor real de la potencia aplicada a la hélice.

La selección de los distintos regímenes de funcionamiento del motor se consigue por medio de la palanca de potencia (*PL:* Power Lever) y de la palanca de selección de rpm de la hélice (*CL:* Condition Lever). Los motores de turbohélice suelen llevar hélices denominadas de velocidad constante (velocidad de giro) en contraposición a las hélices de paso fijo. Esto significa que mediante algún dispositivo, generalmente hidráulico y/o mecánico o incluso electrónico, el paso de la hélice se adapta a las condiciones de potencia, densidad del aire y velocidad de vuelo para mantener la velocidad de giro (rpm) constante e igual al valor seleccionado en las palancas *CL*. El mando de revoluciones de hélice se toca poco durante un vuelo y únicamente para seleccionar valores establecidos. Se opera sobre él en el arranque de motores, antes del despegue se seleccionan las vueltas especificadas (generalmente 100%) y una vez en el aire se seleccionan las rpm apropiadas para la subida y posteriormente para el crucero, el descenso, la aproximación y el aterrizaje (en la mayoría de los motores no suele haber más allá de 3 o 4 valores preestablecidos de rpm). En cada fase de vuelo permanecen por lo tanto constantes.

En los motores más modernos, de última generación, incluso se ha llegado a eliminar por completo las palancas *CL*, encargándose el computador del motor de seleccionar para cada régimen (definido por las palancas *PL*) las revoluciones de hélice apropiadas y definidas por el fabricante.

Hay que hacer notar que dentro de los motores turbohélices los hay con turbina de potencia libre, esto es, sin ningún tipo de acoplamiento mecánico entre el eje que proporciona potencia a la hélice (a través siempre de la caja reductora) y el núcleo del motor. Este tipo de motores suelen tener mayor rango de variación autorizado en las revoluciones de la hélice (entre el 100% y un 70 u 80%). Frente a ellos están los motores cuyo eje de potencia es asimismo el que mueve las etapas de baja presión del compresor del propio motor. En ellos las rpm tienen un rango de variación mucho más estrecho (no suelen bajar del 90%) fundamentalmente por problemas de estabilidad en el funcionamiento del motor o de modos propios de vibración.

Los distintos regímenes de potencia del motor se definen a partir de un límite mecánico, ya sea potencia o par motor, y un límite termodinámico asociado a alguna temperatura de control del motor; y siempre a unas determinadas revoluciones de hélice (normalmente 100% para los regímenes má-

AVIONES DE TURBOHÉLICE

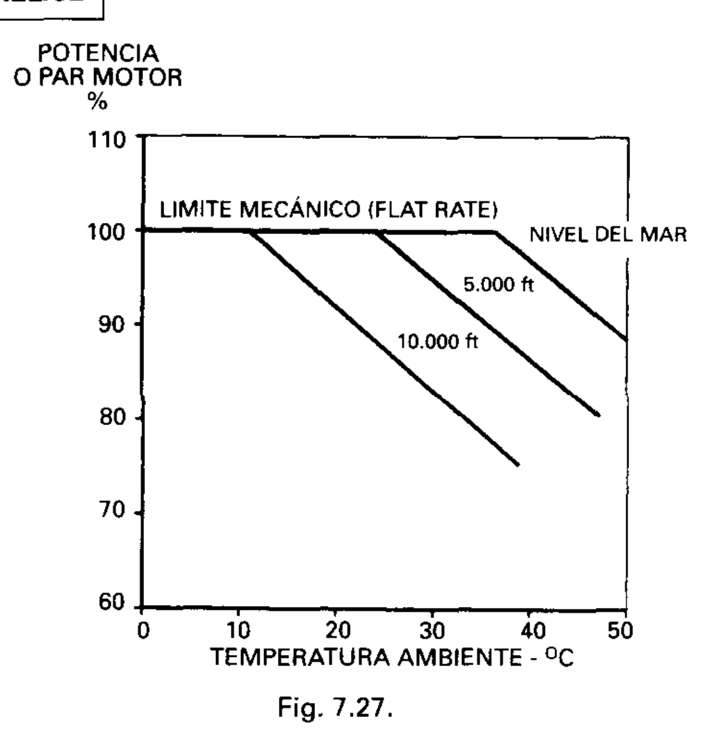


Fig. 7.27.

ximos). Un ejemplo típico de las curvas de potencia (o par motor) que definen a un determinado régimen se pueden ver en la fig. 7.27.

Al límite mecánico, es decir, la zona en que la potencia del régimen considerado es constante e independiente de la altitud y de la temperatura ambiente, se le denomina «flat rate» y puede coincidir con el límite real del motor o de la caja reductora o, por el contrario, puede estar definido artificialmente por debajo de él, como ocurre en muchos motores que si bien están diseñados para suministrar mucha potencia, se pueden instalar en aviones con necesidades inferiores de potencia (motores «derated»).

La zona de caída de las curvas de la fig. 7.27 está asociada a un límite termodinámico y pueden corresponder, por ejemplo, a valores de ITT constante. Varían con la velocidad de vuelo debido al efecto de recuperación de presión en la toma del motor (efecto «RAM»); a mayor velocidad, mayor potencia. Dicha variación será mayor o menor dependiendo del tipo de motor, su arquitectura y disposición general (de flujo directo o inverso, compresores axiales o centrífugos, etc.), y del diseño de la toma.

Para evitar sobrepasar la potencia de «flat rate» por el efecto RAM, sobre todo en las fases críticas del vuelo, como por ejemplo, durante los despegues, existen sistemas automáticos que pueden mantener constante la potencia (o el par) con la velocidad. En motores modernos de última generación con control digital, la potencia del régimen se consigue automática y simplemente a través de la posición de palanca.

AVIONES DE TURBOHÉLICE

Al margen del efecto RAM, la tracción de las hélices varía mucho con la velocidad de vuelo, debido principalmente a la variación del rendimiento de las mismas con la velocidad. La fig. 7.28 muestra un perfil típico de variación de la tracción con la velocidad durante un despegue. En vuelo de crucero el

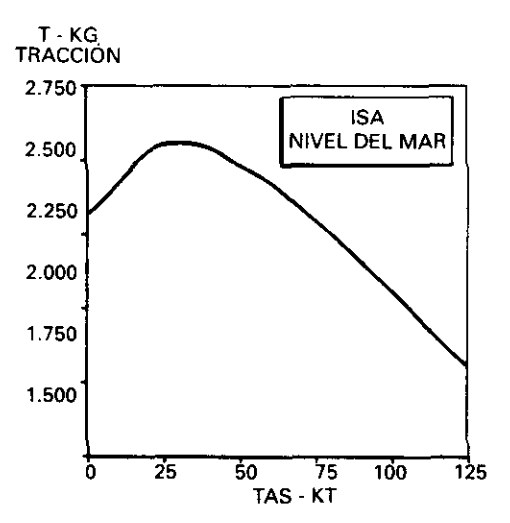


Fig. 7.28.

comportamiento es similar a la parte de la derecha de la curva. No suele aparecer el máximo y la disminución de la tracción con la velocidad es dominante frente al incremento de potencia que pueda haber por efecto RAM o frente al aumento del rendimiento de la hélice a velocidades medias.

En ciertas fases del vuelo (descensos, aterrizajes, taxis) en las que se utiliza la potencia mínima disponible (ralentí), las hélices pueden funcionar en lo que se denomina modo β en el que las revoluciones dejan de ser constantes y la palanca de potencia *(PL)* controla directamente el paso de la hélice. Esto ocurre de este modo sólo a muy baja velocidad y con posiciones de *PL* muy retrasadas. En estos casos el comportamiento de la tracción con la velocidad presenta perfiles como el mostrado en la fig. 7.29.

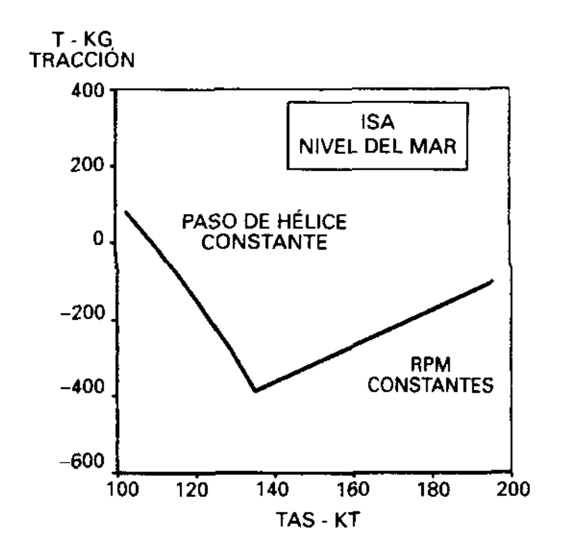


Fig. 7.29.

AVIONES DE TURBOHÉLICE

7.13. MÁXIMO ALCANCE

Se define el consumo específico de combustible de igual manera que en el apartado 6.6, la diferencia estriba en que aquí la potencia suministrada por el motor P_{eng}, no es la misma que hay en el eje de la hélice, P_s:

$$SFC = m_f / P_{eng}$$

La potencia suministrada por el motor, la potencia disponible y la tracción están relacionadas mediante el rendimiento de la hélice y el de la caja reductora. Este último suele ser bastante constante para potencias cercanas a la máxima.

$$P_D = T \cdot V = \eta_h \cdot \eta_r \cdot P_{eng}$$

de las dos ecuaciones anteriores queda

$$SFC = \frac{m_f \cdot \eta_h \cdot \eta_r}{P_D}$$

Recordando la definición de alcance específico dada en 6.6, siguiendo un razonamiento análogo al utilizado para obtener la ecuación 6.12, utilizando los primeros pasos de ésta y sutituyendo el valor de m_f

$$\alpha = \frac{P_n}{D \cdot m_f} = \frac{P_n \cdot \eta_h \cdot \eta_r}{D \cdot SFC \cdot P_D}$$

y como en vuelo estacionario y horizontal la potencia necesaria y la disponible son iguales, la expresión que nos da el alcance específico queda de la forma:

$$\alpha = \frac{\eta_h \cdot \eta_r}{D \cdot SFC}$$

quedando el problema del máximo alcance reducido a volar con el máximo valor de α.

Si fueran *ctes.* los valores de SFC, η_h y η_r, el máximo alcance ocurriría, igual que en los aviones con motor de émbolo cuando D fuera mínimo, es decir volando con la velocidad de mínima resistencia, V_{MD}. En este caso el SFC permanece prácticamente constante con la velocidad en los cruceros, pero no ocurre lo mismo con el rendimiento de la hélice que aumenta al hacerlo la velocidad hasta alcanzar un máximo a altas velocidades. Ello hace que la velocidad para máximo alcance sea mayor que la velocidad de

AVIONES DE TURBOHÉLICE

mínima resistencia V_{MD}. La fig. 7.30 muestra un ejemplo típico del comportamiento del alcance específico con la velocidad en un turbohélice.

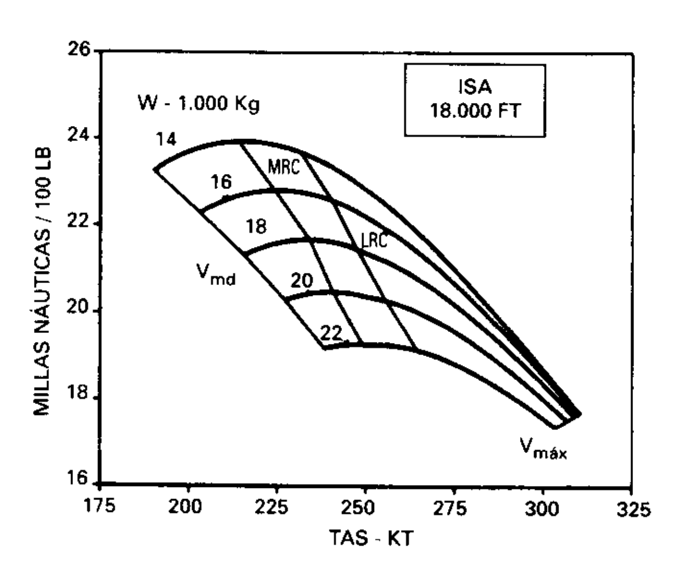


Fig. 7.30

7.14. MÁXIMA AUTONOMÍA

La velocidad de máxima autonomía es la que da el consumo mínimo de combustible y por lo tanto, la asociada a la potencia mínima (ver apartado 6.7). Esta velocidad está siempre por debajo de la de mínima resistencia por lo que en la práctica, las velocidades recomendadas para máxima autonomía (por ejemplo, esperas) son iguales a la V_{MD}.

7.15. VELOCIDAD MÁXIMA

No hay ningún comentario adicional que hacer para aviones turbohélices en lo que respecta a velocidades máximas. Es válido lo dicho en la sección 6.11.

7.16. ACTUACIONES DE SUBIDA

De forma análoga al apartado anterior, sigue siendo válido lo expuesto en la sección 6.15. Únicamente mencionar que la potencia disponible ($P_D = T \cdot V$) que aparece en la expresión de la velocidad ascensional aumenta bastante con la velocidad debido al aumento del rendimiento de la hélice, como ya expusimos anteriormente en 7.13. Como consecuencia de ello las velocidades de máximo gradiente y de máxima velocidad ascensional se desplazan un poco hacia velocidades más altas.

8

Vuelo a grandes velocidades. Efectos de la compresibilidad

8.1. FENÓMENOS DE COMPRESIBILIDAD

Para velocidades pequeñas, la densidad del aire ρ se puede suponer constante; sin embargo, a grandes velocidades la densidad del aire no se puede suponer invariable. Como ya vimos al hablar del teorema de Bernoulli, el error que se comete al suponer la densidad constante es mayor conforme el número de Mach aumenta. Los efectos de la compresibilidad del aire son despreciables a velocidades inferiores a 250 kt. y altitudes bajas (que equivale a Mach bajo).

8.2. ONDAS DE CHOQUE EN VUELO SUBSÓNICO. MACH CRÍTICO

Hemos visto ya, que el origen de la sustentación es debido a la acción combinada del espesor, curvatura y ángulo de ataque del perfil. La veloci-

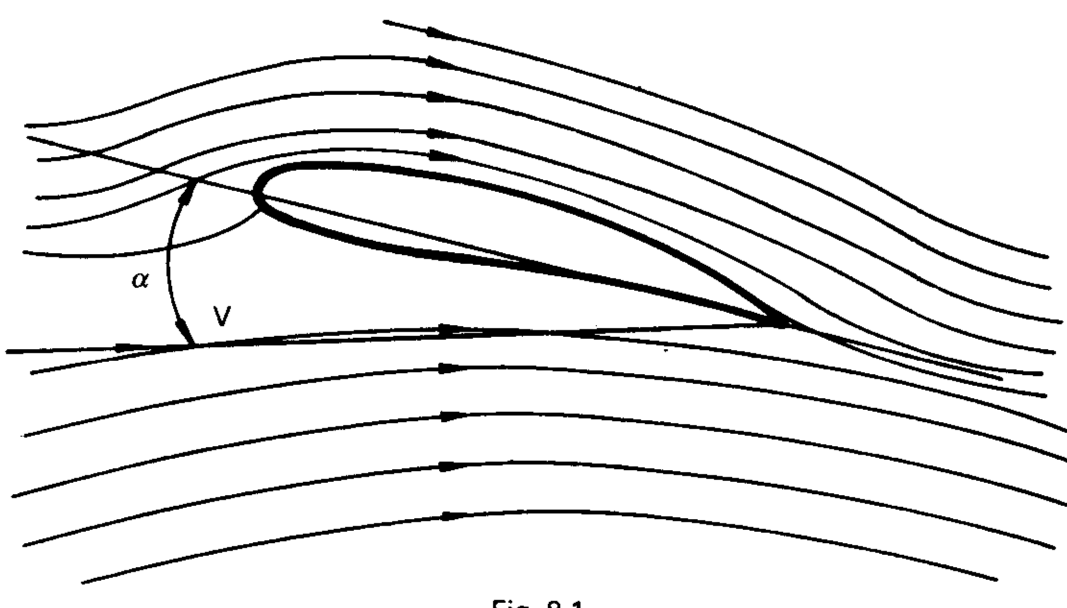


Fig. 8.1.

dad del aire en el extradós es superior a la de la corriente libre, originándose, por tanto, una disminución de presión respecto al intradós que da lugar a una fuerza hacia arriba fig. 8.1.

Este aumento de velocidad local sobre el extradós puede hacer, que localmente en el punto de velocidad máxima sobre el extradós, se alcance una velocidad igual a la del sonido fig. 8.2, aunque estemos en vuelo subsónico.

El número de Mach que hace que en un punto del extradós se alcance localmente $M = 1$, se denomina $M_{crítico}$.

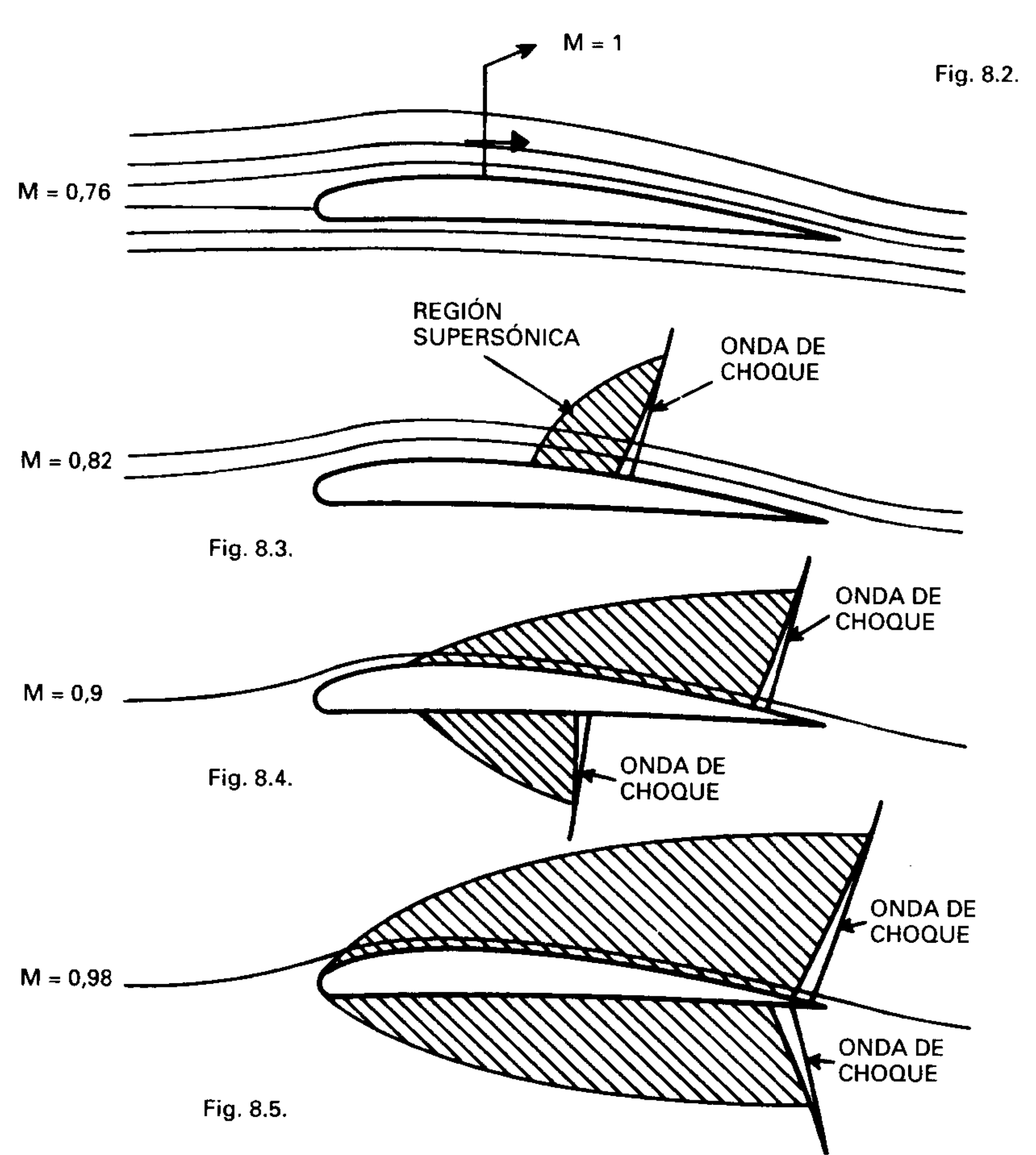


Fig. 8.2.

Fig. 8.3.

Fig. 8.4.

Fig. 8.5.

Conforme aumenta el ángulo de ataque, las velocidades sobre el extradós aumentarán más rápidamente y el Mach crítico será inferior.

Si la velocidad del avión aumenta por encima del M_{crit} el punto donde se alcanza el $M = 1$ sobre el extradós estará más adelantado, fig. 8.3, y en el punto de máxima velocidad se habrá superado el valor de Mach unidad.

A partir de ese punto hacia atrás disminuirá la velocidad y existirá otro punto de $M = 1$ al pasar otra vez a subsónico. En este caso observamos que realmente lo que existe es una zona de corriente supersónica sobre el extradós, aún cuando el Mach de vuelo sea francamente subsónico. Por ejemplo, $M = 0.82$.

El aumento de velocidad de subsónico a supersónico (pasando a través de Mach 1) se hace de forma continua y suave, es un proceso de expansión isentrópico en el que se convierten en velocidad, la presión y la energía interna, pero el paso de supersónico a subsónico se hace a través de una onda de choque. Una onda de choque significa una discontinuidad, un salto brusco (no continuo), en los valores de la presión, densidad y temperatura que *aumentan bruscamente* y de la velocidad que disminuye, también bruscamente, el proceso ya no es isentrópico.

Detrás de la onda de choque el aire es más denso, más caliente tiene más presión y menos velocidad que delante.

Si se sigue aumentando la velocidad de vuelo nos encontraremos con que la onda de choque del extradós se corre hacia atrás, fig. 8.4, al mismo tiempo que aumenta, y empieza a formarse otra en el intradós. Sobre el intradós se forma más tarde porque en este caso estamos considerando un perfil asimétrico con ángulo de ataque cero.

Por último, fig. 8.5, para un número de Mach próximo a $M = 1$, por ejemplo, $M = 0{,}98$, las dos ondas de choque sobre el extradós e intradós estarán muy próximas al borde de salida y la región de corriente supersónica llegará casi hasta el borde de ataque. Las dos ondas de choque alcanzan el borde de salida al mismo tiempo.

En otros casos, como en los perfiles simétricos que se utilizan en vuelo supersónico, la onda de choque del intradós, aunque se forme después que la del extradós, se mueve más rápidamente hacia atrás llegando antes al b.s.

Si se siguiera aumentando la velocidad, al llegar a un Mach unidad o algo superior, se formaría una onda de choque de *proa* por delante del borde de ataque.

El M_{crit} depende del peso y de la altitud, es decir, del ángulo de ataque o lo que es igual de C_L, los valores típicos para un avión comercial pueden ser:

para $C_L = 0{,}83$ $\quad M_{crit} = 0{,}30$ y
para $C_L = 0{,}41$ $\quad M_{crit} = 0{,}812$

Si se desea aumentar el valor del M_{crit}, retrasando la aparición de las ondas de choque será necesario disminuir el espesor de los perfiles.

Es obvio que aunque la velocidad del sonido puede alcanzarse antes en alguna otra parte del avión, fuselaje o góndolas de los motores y los efectos que produce la formación de esta onda de choque, se manifiestan igualmente, no tienen el mismo interés que cuando ocurre en las alas.

8.3. EFECTOS DE LA COMPRESIBILIDAD SOBRE C_L Y C_D

Una onda de choque significa siempre un aumento de la entropía o dicho de otra forma: parte de la energía cinética de la corriente se pierde y disipa en forma de calor (aumento de temperatura y pérdida de velocidad). Luego el estar volando a velocidades por encima del M_{crit} en las que existe formación de ondas de choque, significa que tenemos que estar comunicando al avión una energía igual a la que pierde a través de la onda de choque, dicho de otro modo: La presencia de la onda tiene como consecuencia la aparición de una resistencia nueva al avance, conocida como resistencia de onda y que hay que añadir a la parásita e inducida. Esta resistencia llega a tener un valor considerable, tanto mayor cuanto más fuerte es la onda, esto es cuanto mayor es el Mach.

Según la teoría de Prandtl-Glauert los coeficientes de sustentación y resistencia vienen afectados por el factor $\frac{1}{\sqrt{1-M^2}}$, lo cual explica el aumento de C_D y C_L con el número de Mach. Sin embargo, nos encontramos con que los aumentos de resistencia son mayores a los previstos por la teoría, debido a los fenómenos que ocurren en la capa límite, es decir, a la viscosidad. Antes de formarse la onda de choque empieza la capa límite a hacerse turbulenta y a aumentar de espesor; cuando se forma la onda de choque, aumenta considerablemente la presión detrás de ella, fig. 8.6.

Este aumento de presión se comunica a la capa límite y si ésta es laminar puede transmitirse corriente arriba a través de ella y provocar el desprendimiento de la capa límite y, por tanto, la entrada en pérdida. Esta pérdida es

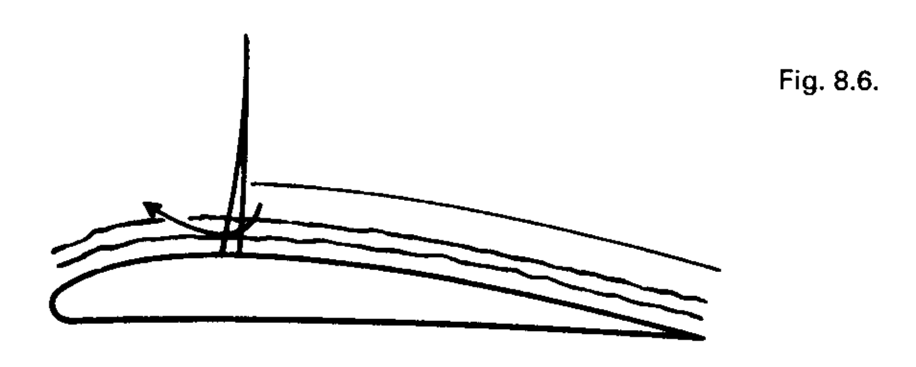


Fig. 8.6.

análoga en cuanto a la forma de manifestarse y a lo que el piloto siente, a la que se produce con un ángulo de ataque grande, sólo que ahora estamos a mucha velocidad y el ángulo de ataque es pequeño, se conoce como *pérdida de alta velocidad*. Si la capa límite es turbulenta no se transmite el aumento de presiones por delante de la onda, pero puede existir igualmente el desprendimiento, éste no suele ocurrir hasta que el gradiente de presiones es lo bastante desfavorable, es decir, hasta que la onda de choque es lo bastante fuerte, lo cual ocurrirá por encima del M_{crit} y a veces empieza manifestándose como sucesiones rápidas de desprendimientos y agarres. El desprendimiento de la capa límite es lo que origina que C_L no aumente conforme a la teoría de Prandtl-Glauert, sino que empiece a disminuir con el número de Mach a partir de uno algo superior al M_{crit}. La fig. 8.7 muestra la variación de C_L en función de M para un ángulo de ataque constante.

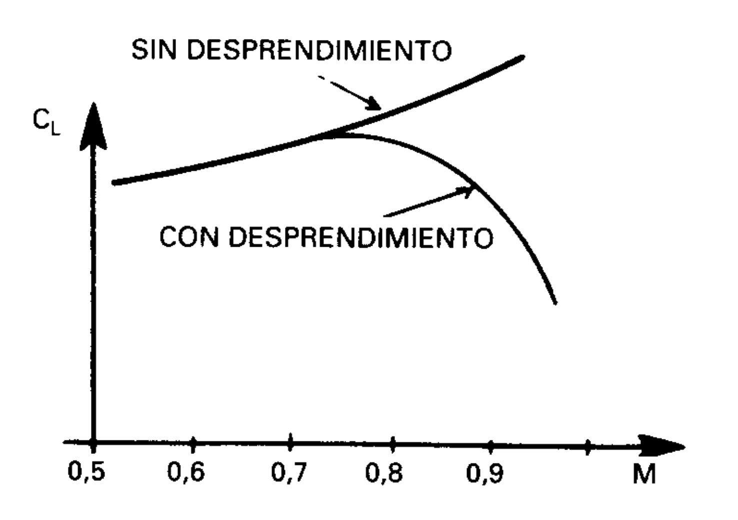


Fig. 8.7.

La fig. 8.8, muestra la resistencia debida a la compresibilidad, junto con la parásita, inducida y total. Está claro que será anti-económico volar por encima del M_{crit} ya que entramos en la zona de gran aumento de la resistencia, lo que significa un consumo extra considerable de combustible.

A veces puede ocurrir, que no se produzca ningún efecto apreciable, ni sobre el coeficiente de sustentación ni sobre el de resistencia, hasta después de haber superado bastante el M_{crit}, denominándose *Mach de divergencia de la sustentación* o *de la resistencia* a los valores de M en los que se notan cambios apreciables en C_L o C_D, respectivamente.

Resumiendo, por encima del M_{crit} ocurren o pueden ocurrir los siguientes fenómenos: aparición de las ondas de choque, posible separación de la corriente, bataneo, existencia de una zona de corriente supersónica sobre el ala, aumento de la resistencia (resistencia de onda o de compresibilidad), etc.

Será conveniente que el M_{crit} sea lo más elevado posible, lo que se conseguirá:

a) Con perfiles de poco espesor, con la variación de la línea de curvatura media suave, y una situación retrasada de la ordenada máxima de la línea de curvatura media.

b) Actuando sobre la capa límite.

c) Utilizando alas en flecha.

d) Utilizando alas de poco alargamiento.

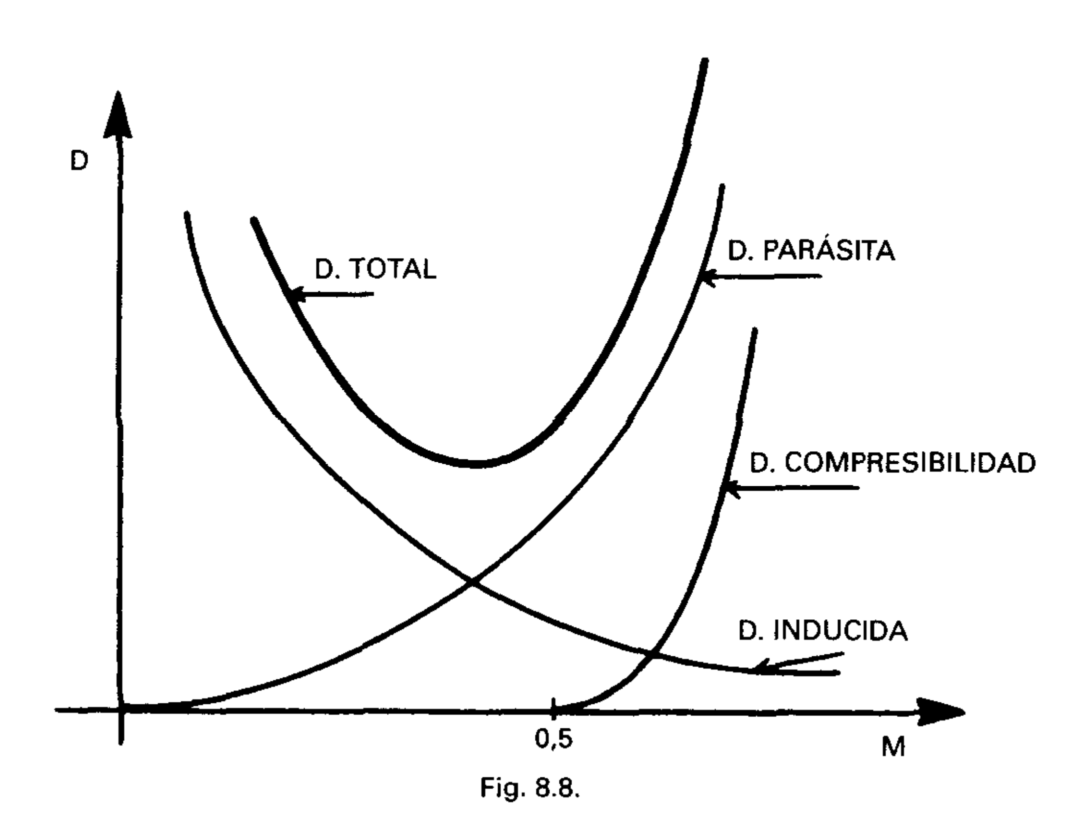


Fig. 8.8.

8.4. ALAS EN FLECHA

Las alas en flecha son el método, más ampliamente utilizado con el fin de retrasar la aparición de las ondas de choque.

La idea de las alas en flecha surgió de la ingeniería aeronáutica alemana y se utilizó con éxito en el Messerschmitt me-262 al final de la Segunda Guerra Mundial.

En general, sólo tienen ventajas en vuelo transónico y supersónico, a velocidades bajas desde un punto de vista aerodinámico sólo presentan inconvenientes.

Si pudiéramos disponer de un túnel aerodinámico, y colocáramos en él un ala que pudiéramos considerar de envergadura infinita, veríamos, conforme fuéramos variando su posición y colocándola con diferentes ángulos de

flecha, que solamente la componente de la velocidad que es perpendicular al borde de ataque: V_n, influye en la sustentación, y por tanto en el C_L. La componente de la velocidad, fig. 8.9, que es paralela al borde de ataque, podríamos considerar que no se mueve a través de un perfil, sino resbalando por las líneas de igual presión sobre el ala (isobaras), que son paralelas al borde de ataque, y no contribuyen, por tanto, a la distribución de presión sobre el ala. Igualmente la aparición de la onda de choque sólo depende del aumento local de velocidad, por tanto, no influirá en su aparición nada más que la componente normal al *b.a.* Se podría predecir la aparición de la onda de choque para un ala en flecha; si la velocidad de la corriente libre es V, dependería de $V_n = V. \cos \Lambda$, y por tanto, equivale a que se pueda volar sin que aparezca onda de choque, a una velocidad superior en un factor $1/\cos \Lambda$. (Por ejemplo, si la onda de choque aparecía sin flecha a 400 kt, con una flecha Λ, o podría aumentarse la velocidad de la corriente hasta que V_n fuera también de 400 kt., es decir, hasta $V = 400/\cos \Lambda$).

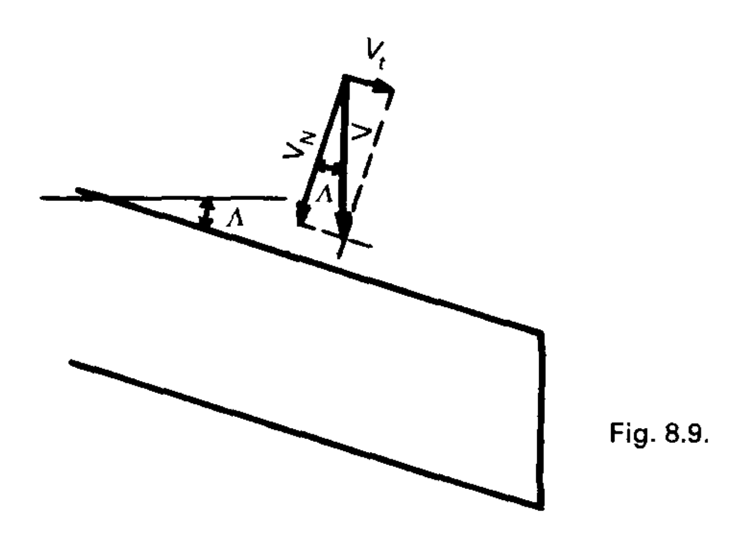


Fig. 8.9.

Esto equivale a que el M_{crit} aumente también en $1/\cos \Lambda$.

La conclusión anterior es a la que se llega teóricamente estudiando un ala de envergadura infinita, sin embargo, los efectos de la forma en planta del ala y de punta de ala, hace que los estudios teóricos de la influencia de la flecha sean enormemente complicados. En los resultados experimentales se llega a la conclusión de que los efectos de la flecha son aproximadamente la mitad de los que se predicen para un ala de envergadura infinita, en otras palabras que el factor que interviene es $\cos (\Lambda/2)$ aproximadamente.

El movimiento de la corriente libre de aire paralela al borde de ataque V_t, hemos dicho que no afecta a la distribución de presiones, pero sí afecta a la capa límite, ya que la corriente de aire dentro de ésta tiende a moverse, en régimen subsónico, en dirección hacia las puntas de las alas, fig. 8.10.

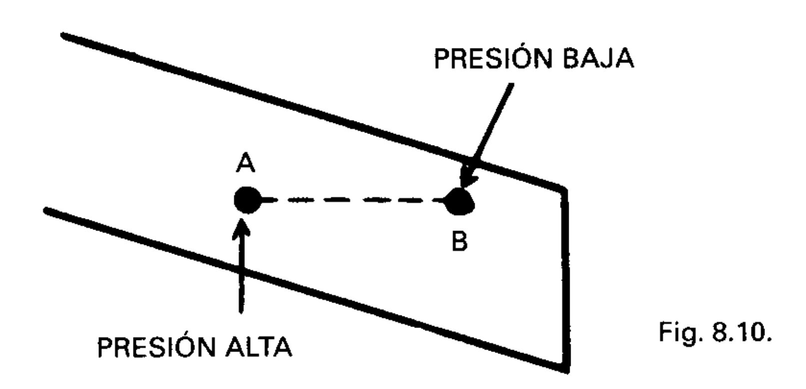


Fig. 8.10.

Ello es debido a que la presión en el punto *A* es mayor que la presión en el punto *B*, luego la corriente de aire dentro de la capa límite tenderá a moverse de *A* hacia *B*. Lo anterior da origen a que la capa límite cerca de las puntas de las alas: engrose, pierda energía cinética y se vuelva perezosa. En el avión esto trae como consecuencia una característica indeseable: *Tiende a entrar en pérdida primero por las puntas de las alas*. En un ala con flecha progresiva, la corriente de aire dentro de la capa límite tendería a ir hacia el centro del ala.

En la fig. 8.11 se representa la corriente dentro de la capa límite.

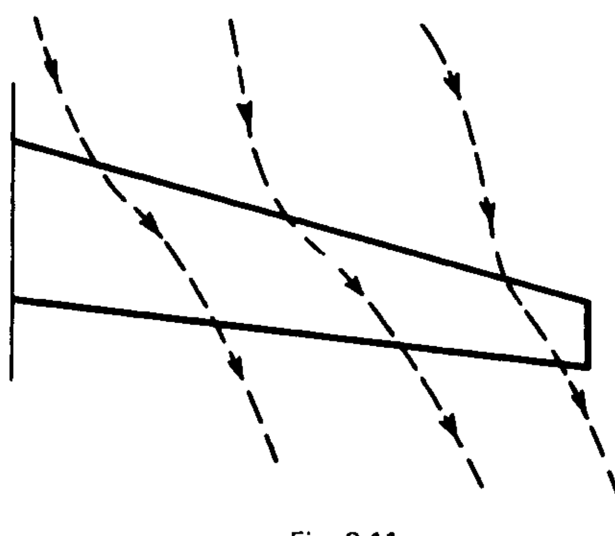


Fig. 8.11.

La flecha, en definitiva, lo que hace es retrasar la aparición de los efectos de la compresibilidad, así el aumento de resistencia por compresibilidad ocurre cada vez a un Mach superior conforme aumenta la flecha. (Vid. fig. 16.8).

Un ala de tipo flecha progresiva, sería desde este punto de vista deseable, ya que la corriente hacia el encastre promovería la pérdida por el centro antes que por las puntas.

8.5. DISPOSITIVOS PARA RETRASAR LA PÉRDIDA

Existen una serie de dispositivos, muy utilizados en las alas con flecha, cuyo objetivo es el de retrasar la pérdida impidiendo el engrosamiento de la capa límite en las puntas de las alas. Entre ellos están: las placas separadoras verticales (*fences*), los aspiradores de capa límite, las ranuras de b.a., los vortilones, los dientes de sierra (*notches o saw tooth*), los dientes de perro (*dog tooth*) y los generadores de torbellinos.

Las placas separadoras verticales (fences), fig. 8.12, inventadas por el alemán Wolfgang Liebe en 1938, se han utilizado de muchos tipos y formas, y se han colocado en diferentes puntos del ala, llegando incluso en algunos aviones a colocar varias placas, por ejemplo, el Mig 15. Una placa separadora actúa como una barrera que realmente divide el ala en dos partes y ayuda a prevenir el engrosamiento de la capa límite hacia las puntas de las alas.

Es interesante observar los siguientes aspectos de las placas separadoras:

- Para que sean efectivas deben tener una altura de unas cuantas veces el espesor de la capa límite, por ejemplo, 15 o 20 cm.
- Está demostrada la efectividad de las placas si se prolongan por debajo del b.a., en el intradós.
- No es necesario que se extiendan hasta el b.s., las placas en la parte trasera de la cuerda son inefectivas a pesar de que es precisamente en esa zona donde la capa límite es más gruesa e inestable. La razón es que una placa que se extienda, por ejemplo, sólo una tercera parte de la cuerda origina en la parte que da hacia el centro del ala un fuerte torbellino sobre el extradós (gira en sentido opuesto a los de punta de ala), que se desprende barriendo localmente la capa límite y actuando como una barrera.

La colocación de un aspirador de capa límite, puede ser otro método, aunque de mayor complicación mecánica, y que limita la potencia disponible. Una buena solución, sería la instalación de ranuras de borde de ataque a partir del extremo del ala hacia el eje del avión que ocupen, por ejemplo, un 50% de la semiala.

Los vortilones son dispositivos que pueden presentar diversas formas, en la más simple son una especie de placas separadoras en el intradós que sobresalen por delante del b.a., fig. 8.13. Los vortilones forman un torbellino que gira en el mismo sentido que los de las placas separadoras verticales y produce el mismo efecto pero *sólo a grandes ángulos de ataque*, que precisamente es cuando es más necesario.

Los anclajes que unen los motores al ala (*pylon*) hacen el papel de vortilones, para que trabajen bien es necesario que el b.a. del anclaje se una al in-

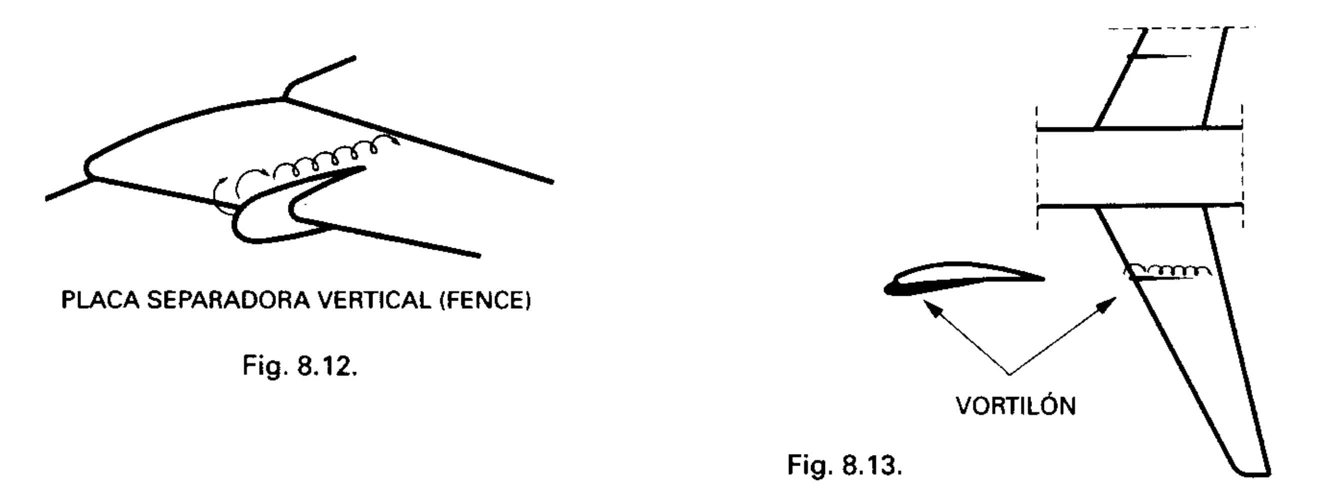


Fig. 8.12.

Fig. 8.13.

tradós del ala claramente por detrás del b.a. de ésta (por detrás del punto de remanso), fig 8.14.

El que los anclajes de los motores puedan hacer el papel de vortilones, hace que, en general, los aviones con alas en flecha y motores en el ala puedan no necesitar ningún tipo de dispositivo adicional como placas separadoras, vortilones, etc., mientras que los aviones con motores traseros y pegados al fuselaje tipo Caravelle, DC-9, sí los necesiten.

Los dientes de sierra *(notches o saw tooth)*, fig. 8.15, son hendiduras en el b.a. del ala que generan un fuerte torbellino y son muy útiles en las alas en flecha.

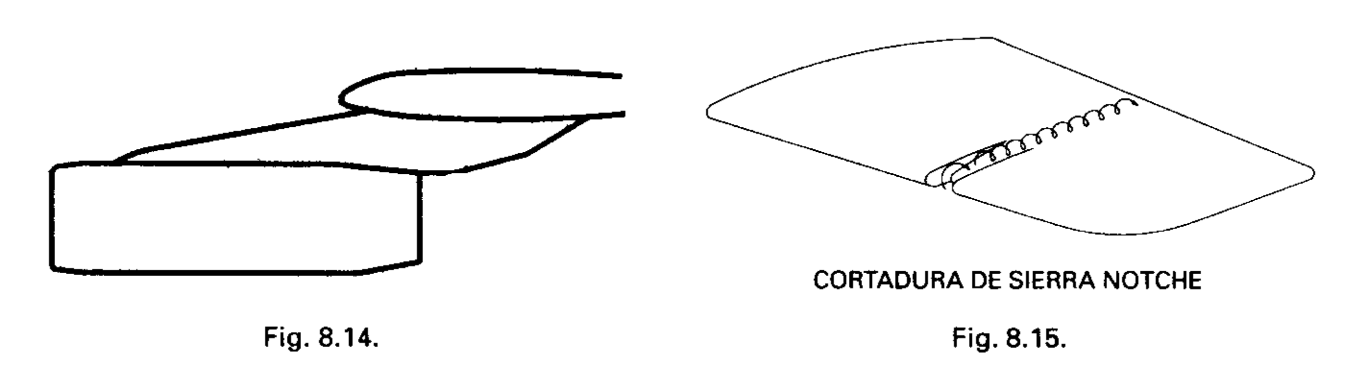


Fig. 8.14.

Fig. 8.15.

Los dientes de perro *(dog tooth)*, fig. 8.16, generan igualmente torbellinos con el mismo fin.

Muy parecidos a los dientes de perro son los *cuffs*, fig. 8.17 prolongaciones del b.a. en las puntas de las alas que tienen una mayor curvatura que el resto del ala.

Los generadores de torbellinos consisten en una pequeñas placas cuyo perfil es parecido al de las alas, colocadas sobre la superficie del avión y so-

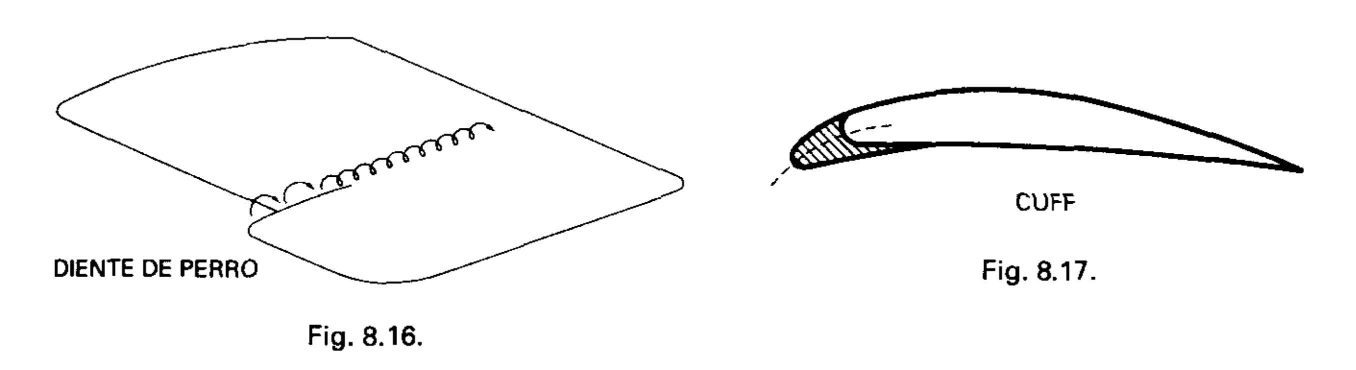


Fig. 8.16.

Fig. 8.17.

bresaliendo de ella alrededor de unos 3 cm, que viene a ser tres o cuatro veces el espesor de la capa límite, fig. 8.18. Pueden ser contrarrotativos como en la figura o corrotativos si se colocan paralelamente.

Presentan el inconveniente de que producen un aumento de resistencia, pero este inconveniente es de menor importancia que las ventajas que presenta, entre otras disminuciones de resistencia mayores que las que originan. Otro faceta es que pueden resultar dañados durante la operación.

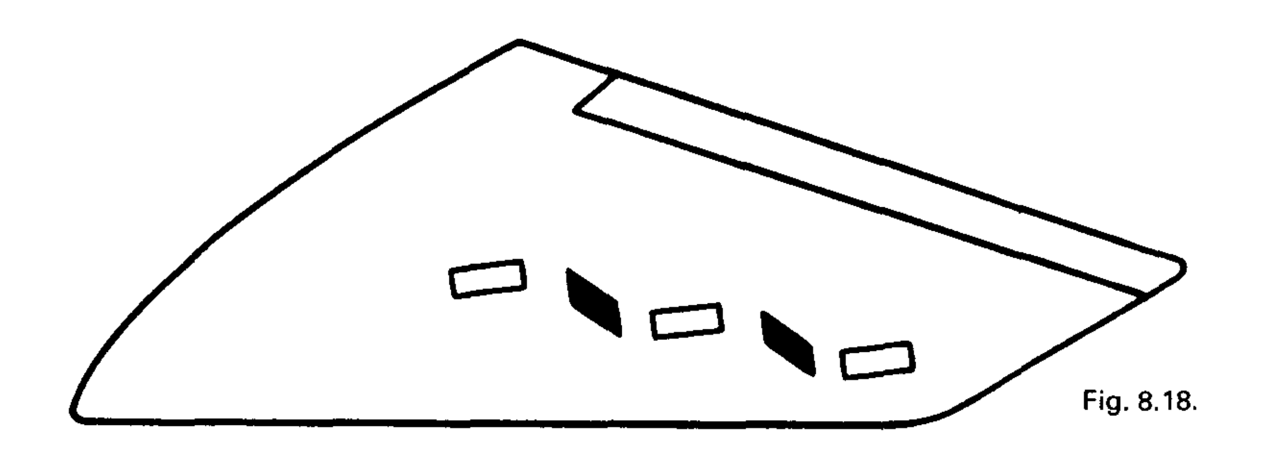


Fig. 8.18.

Estos dispositivos se instalan de muy diversos modos con el fin de mejorar alguna cualidad de vuelo y se puede decir que cada caso tiene su propia historia. Sin embargo, lo que todos tienen en común es que actúan como un ala en miniatura creando una sustentación perpendicular a su superficie, la creación de esta sustentación origina unos torbellinos que se desprenden corriente abajo inyectando de este modo aire de gran energía, de la corriente libre de aire, en la capa límite, barriendo las zonas de baja velocidad de ésta, con lo que se puede utilizar para controlar, retrasar o prevenir la separación de la capa límite. Ejemplos de esta aplicación son los instalados en el extradós de las alas de los Boeing 737-300, 757 y 767; en el b.a. del 727; en el plano de cola vertical del 707 y 727; en la parte trasera del fuselaje del 737-200. Se han utilizado para: disminuir la resistencia que se puede originar a partir del Mach crítico, y por tanto, poder aumentar la velocidad, mejorar la capaci-

dad de control del avión, mejorar las características del bataneo inicial, reducir vibraciones provocadas por la separación de la capa límite, retrasar la pérdida, mantener la efectividad de los mandos cuando éstos tienen grandes ángulos de deflexión, controlar la pérdida en vuelo transónico, etc.

Según la zona donde estén situados podremos deducir cual es su principal objetivo. Así p. ej. en un cuerpo muy largo como el fuselaje de un avión de transporte comercial la capa límite turbulenta llega a ser tan gruesa que la convierte en un sitio propicio para la colocación de generadores de torbellinos.

Con objeto de mejorar el comportamiento del avión a grandes ángulos de ataque o para alterar las características de pérdida, a veces se utilizan unos generadores de torbellinos de gran tamaño colocados en la parte interior de las góndolas de los motores, denominados *nacelle chines o nacelle strakes*, fig. 8.19. En general su efecto es el de mejorar la interacción sobre la corriente que produce los motores de gran tamaño con el ala, una de cuyas consecuencias adversas puede ser la disminución de la capacidad de sustentación máxima del ala en la configuración de aterrizaje.

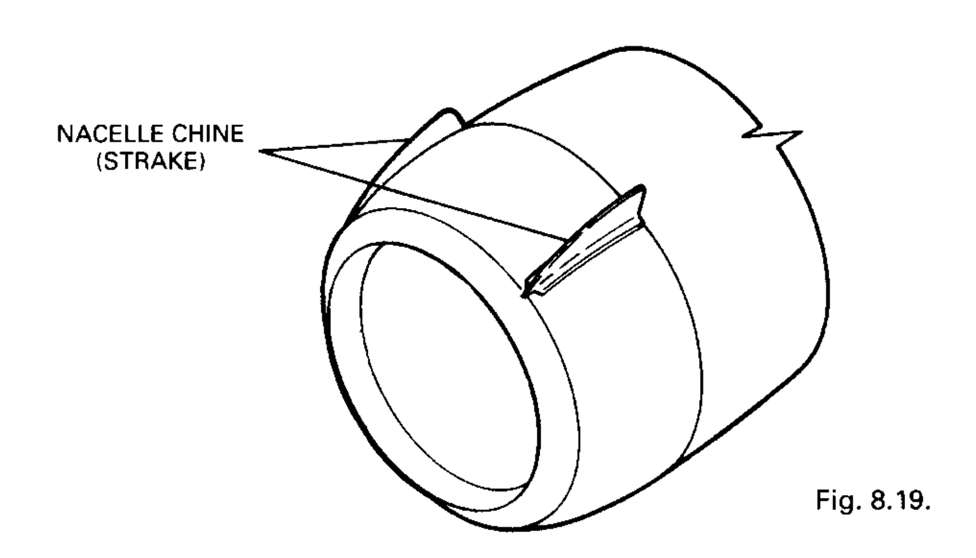


Fig. 8.19.

El torbellino de gran intensidad generado por estos dispositivos pasa por encima del ala, pudiendo ser visibles en condiciones adecuadas de humedad. Una de sus aplicaciones puede ser la recuperación de la disminución de sustentación que se traduce en una disminución de las velocidades de aterrizaje, en algún caso del orden de 5 kt, con el consiguiente ahorro en longitud de pista necesaria requerida. Otra mejorar las características de la corriente sobre el plano fijo de cola horizontal y timón de profundidad, aumentando su efectividad a grandes ángulos de ataque de modo que puedan producir el momento de picado suficiente para una recuperación de

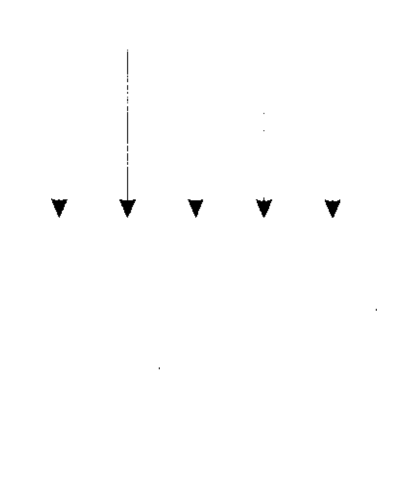
pérdida, lo que puede ser muy importante en el caso de recuperaciones de superpérdidas en los aviones con cola en T (Vid. 13.21), en los que la recuperación de la pérdida con los medios convencionales puede ser extremadamente problemática.

Ejemplos de aviones con este tipo de strakes en las góndolas o chines, con uno u otro objetivo son los MD-80, B-767, B-737-300 y DC-10.

También se utilizan generadores de torbellinos de gran tamaño en el fuselaje (*fuselage strakes*) como ocurre en los DC-9 Serie 50, de gran longitud de fuselaje, y en la familia de MD-80, colocados en la parte inferior delantera del fuselaje. En esa situación los fuertes torbellinos generados por los strakes alteran la corriente que pasa por la cola vertical con lo que se consigue una buena estabilidad direccional tanto para grandes ángulos de ataque, como de resbalamiento, como de deflexión de flaps.

En los aviones con ala en flecha progresiva la capa límite tiene más espesor en el encastre, siendo ésta la parte del ala que tiende a entrar primero en pérdida, lo que es más seguro que si empieza por las puntas, sin embargo producen un momento de encabritado divergente que es necesario evitar, por este motivo también se pueden utilizar strakes en la parte central del ala, fig. 8.20, que como siempre producen un fuerte torbellino que al desprenderse barre la capa límite.

Otro método para mejorar el comportamiento del desprendimiento de la capa límite en el ala es el uso de unos dispositivos en forma de cuerpos voluminosos (inventados por Whitcomb y Küchemann), fig. 8.21, que se extienden desde el punto de máximo espesor hasta por detrás del borde de salida. En la jerga aeronáutica de algunos anglosajones son conocidos con nombres tales como *Küchemann carrots* o *Whitcomb bumps*.



FLECHA PROGRESIVA CON STRAKE

Fig. 8.20.

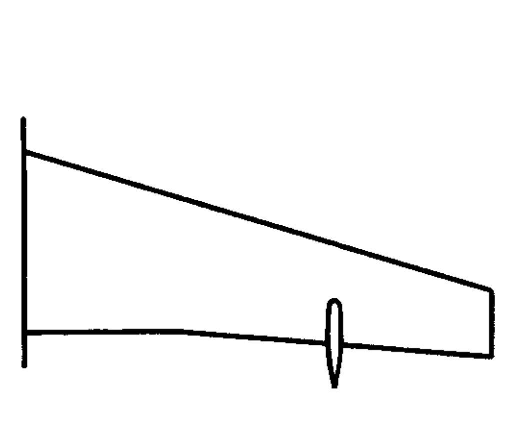


Fig. 8.21.

8.6. EFECTO DE LA FLECHA SOBRE LA ESTABILIDAD

Un ala en flecha, contribuye a la estabilidad estática direccional del avión. Este efecto puede apreciarse claramente en la fig. 8.22, la cual muestra que en la semiala que incide el aire más frontalmente, en un derrape, existirá más resistencia que en la otra, produciéndose un par, que tiende a orientar el morro en la dirección de la corriente de aire.

También contribuye a la estabilidad lateral de la misma forma que el diedro en los resbales como se aprecia en la fig. 8.23.

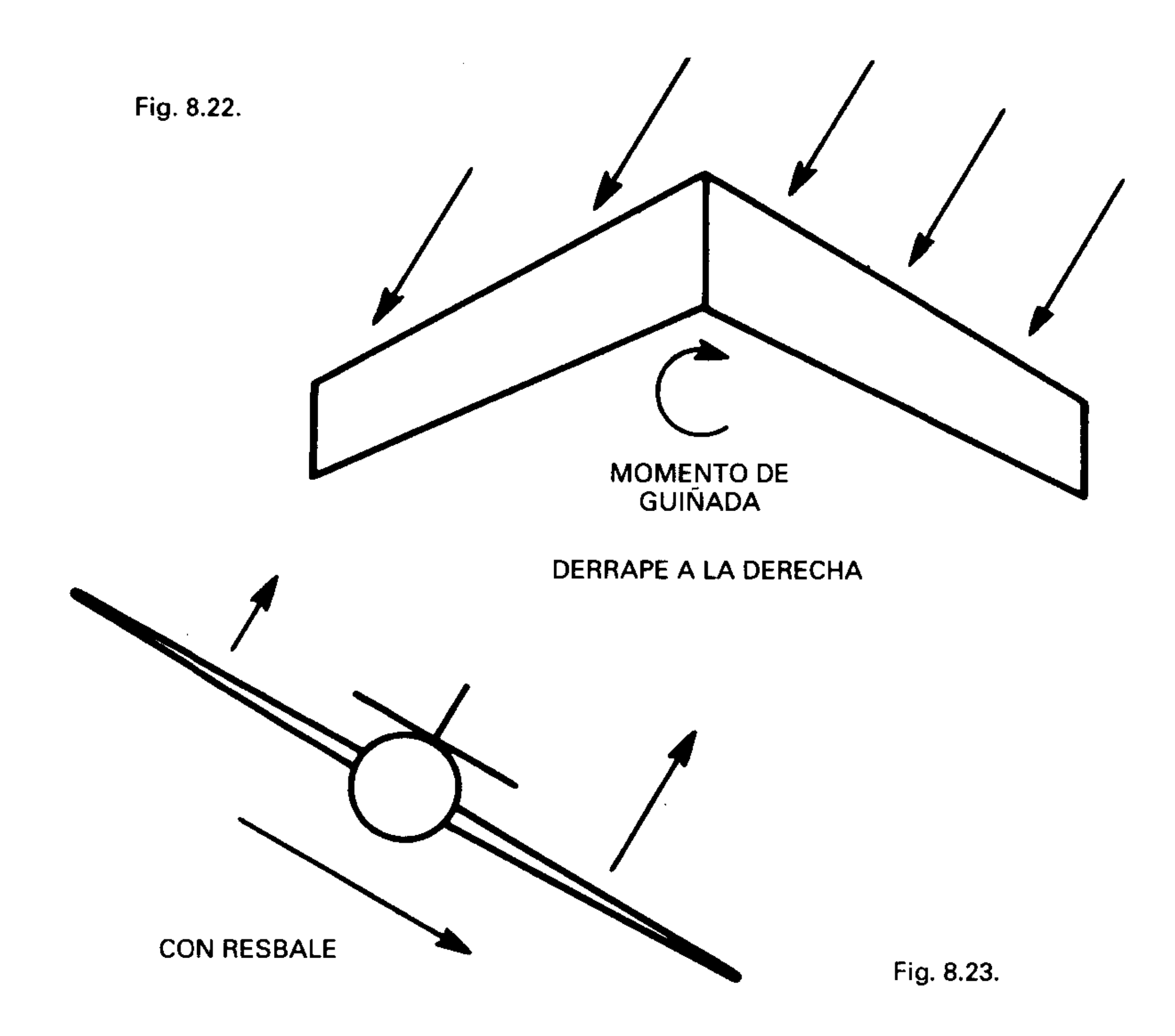


Fig. 8.22.

Fig. 8.23.

Esta contribución es tanto mayor, cuanto lo sea la flecha.

Para la mayor parte de las configuraciones del avión, una alta estabilidad lateral no es ni necesaria, ni deseable.

Un exceso de la estabilidad lateral producida por la flecha puede conducir al llamado *balanceo del holandés,* que es un tipo de oscilación produci-

da por una guiñada y un balanceo, que al estar superpuestos con el movimiento de avance del avión, equivale a que las puntas del ala describan pequeños círculos. Este tipo de oscilaciones es muy desagradable perfectamente perceptible por el pasajero, y causa una pérdida de actuaciones a gran velocidad.

En general el balanceo del holandés se origina cuando existe un gran efecto del diedro (mucha estabilidad lateral) junto con poco plano de cola vertical. En algunos cazas supersónicos se está empezando a utilizar diedro negativo como medio para evitar un exceso de estabilidad lateral.

El período del balanceo del holandés varía inversamente con la velocidad indicada y suele tener poca amortiguación a velocidades bajas.

Para mayor información acerca del balanceo del holandés véase el apartado 14.17.

Una solución para evitarlo, consiste en el *amortiguador de guiñada* (Yaw damper), que básicamente es un dispositivo que actúa automáticamente sobre el timón de dirección, siendo también conveniente el uso de derivas dorsales o ventrales, que aumentan la estabilidad direccional y disminuyen la lateral.

El ala en flecha tiene también una influencia acusada sobre la estabilidad y compensación longitudinales, debido a la superposición de varios efectos.

En la mayor parte de los aviones con flecha estos efectos se manifiestan como una tendencia a picar conforme aumenta el número de Mach, este fenómeno se conoce en la literatura norteamericana con el nombre de *tuck under* (algunos exhiben una tendencia a encabritar conforme crece el número de Mach que se conoce como *tuck up*).

En la generación del *tuck under* pueden intervenir tres fenómenos:

- Aparición primero de la onda de choque próximo al encastre donde la capa límite es más gruesa, el aumento de presión consiguiente sobre el extradós origina una pérdida de sustentación en el encastre, normalmente por delante del c. de g. y, por tanto, tiende a picar.
- Además, si la onda de choque produce algo de desprendimiento de la corriente, próximo al encastre, la disminución en la deflexión de la corriente hacia abajo, detrás del ala, hará que el plano horizontal de cola origine también un momento de picado que se suma al anterior.
- Movimiento hacia atrás de la onda de choque sobre el extradós, lo que hace que la distribución de presiones cambie como indica la fig. 8.24, moviéndose el c.p. hacia atrás (hasta alcanzar el 50% de la cuerda si el vuelo se hace supersónico).

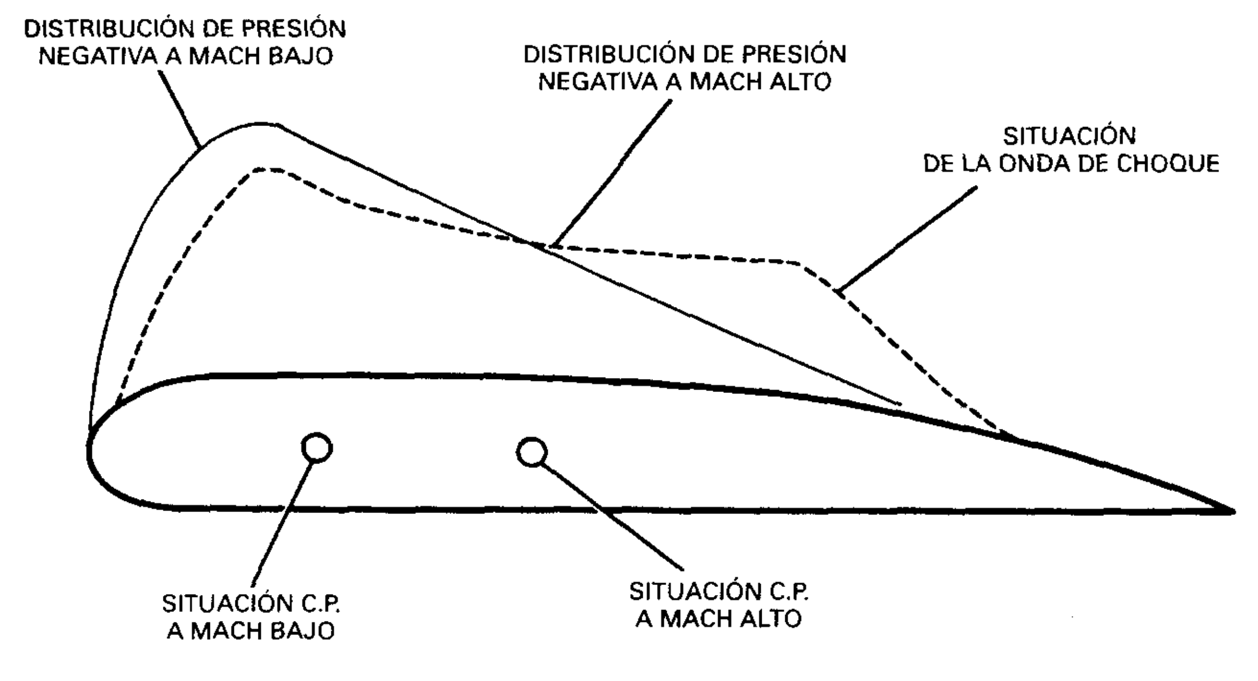


Fig. 8.24.

Si esta tendencia al picado no se corrige, el avión tenderá a bajar el morro gradualmente, y a adquirir más velocidad, sin necesidad de ejercer alguna fuerza hacia adelante sobre la palanca.

Con el fin de asegurarse de que para hacer que el avión pique y adquiera más velocidad para una determinada posición del compensador, es necesario ejercer una fuerza hacia adelante en la palanca, se utiliza el *Mach trim compensator*; este dispositivo opera en función del número de Mach, ejerciendo una fuerza sobre el mando hacia atrás, conforme el Mach aumenta, obligando al piloto a ejercer una fuerza hacia adelante sobre la palanca si quiere bajar el morro y aumentar de esta forma la velocidad.

En vuelo horizontal no será necesario ejercer fuerza alguna sobre los mandos, con el uso del *Mach trim*.

Se han construido aviones que entraban primero en pérdida por las puntas de las alas, debido a los fenómenos descritos, presentando por tanto el *tuck-up*, para prevenir esta característica totalmente indeseable en modelos posteriores se adoptó la solución de hacer los pérfiles más gruesos en la zona del encastre y cambiar los perfiles en las puntas de las alas por otros de menos espesor y con torsión geométrica.

Otro tipo de fenómeno que puede ocurrir es debido a que el desprendimiento de la corriente que origina la onda de choque, no se produzca al mismo tiempo en las dos semialas, a causa de faltas de simetrías del avión o a un ángulo de resbalamiento, la consecuencia será un *bachazo*.

8.7. FRONTERA DEL BATANEO (BUFFET BOUNDARY)

Para vuelo horizontal, habíamos obtenido la ec. 7.3.

$$\frac{W}{\delta} = K \cdot S \cdot C_L \cdot M^2$$

Si en esta ecuación consideramos el peso aerodinámico W/δ fijo (es decir, fijos, el peso del avión W y la altitud de crucero), para un determinado tipo de avión, la superficie de las alas S será una constante, y quedará $C_L \cdot M^2 = cte$ para el valor escogido de W/δ.

Representando en unos ejes cartesianos C_L y M, obtenemos una curva como la de la fig. 8.25.

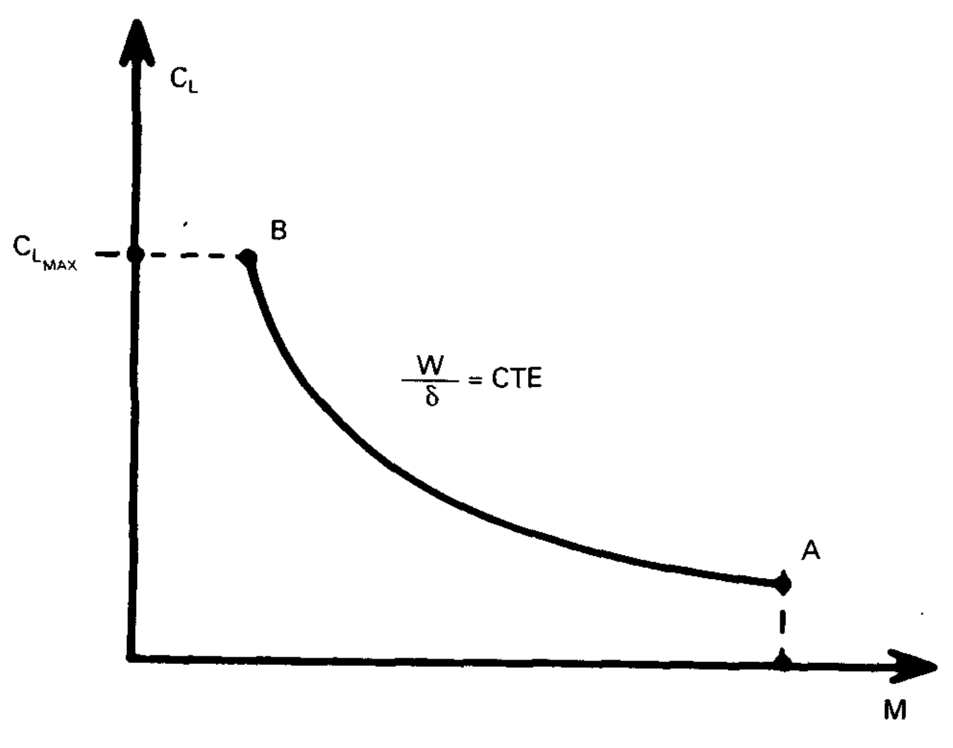


Fig. 8.25.

En dicha figura, se observa que para valores pequeños de M (vuelo a baja velocidad) C_L debe ser muy grande, hasta llegar a un punto tal como el B, en el cual se ha llegado a aumentar tanto el ángulo de ataque que el avión entraría en pérdida por baja velocidad.

Para valores grandes de M (vuelo a alta velocidad), C_L debe ser muy pequeño, hasta llegar a un punto tal como el A en el que se presentaría el desprendimiento de la capa límite, y el avión entraría en pérdida por alta velocidad.

Como ya vimos, la curva de la fig. 8.25 la habíamos obtenido para un valor fijo del peso aerodinámico *W/δ*; si dibujamos ahora la familia de curvas que corresponden a diversos valores de *W/δ*; es decir, a diversas combinaciones del peso y de la altitud, obtendremos la fig. 8.26.

Basta un pequeño estudio de la fórmula

$$\frac{W}{\delta} = K' \cdot C_L \cdot M^2$$

(donde *K'* es una constante de valor $K \cdot S$) para ver que, bien al aumentar el peso, o bien al aumentar la altitud, (disminución de *δ*) *W/δ* crece y, por tanto, las curvas correspondientes de *W/δ = cte* se desplazan hacia arriba. Si unimos ahora en la fig. 8.26, todos los puntos *B* de la fig. 8.25, obtendremos una región en la que con una determinada condición de *M* y *W/δ se produce la pérdida por baja velocidad*. Para evitar este riesgo, como no se puede actuar sobre el peso *W*, convendrá disminuir la altitud (aumentar *δ*) con el fin de volar en un valor de *W/δ* que esté alejado de esa región, y aumentar el número de Mach.

Uniendo en la fig. 8.26, los puntos *A* de la fig. 8.25, obtendremos una región para unas determinadas condiciones de Mach alto, y *W/δ*, en donde se producirá la *pérdida por alta velocidad*. Para evitar esta condición, se pueden hacer las mismas consideraciones que en la pérdida de baja velocidad, aunque por la forma de la curva sea más efectivo disminuir el nú-

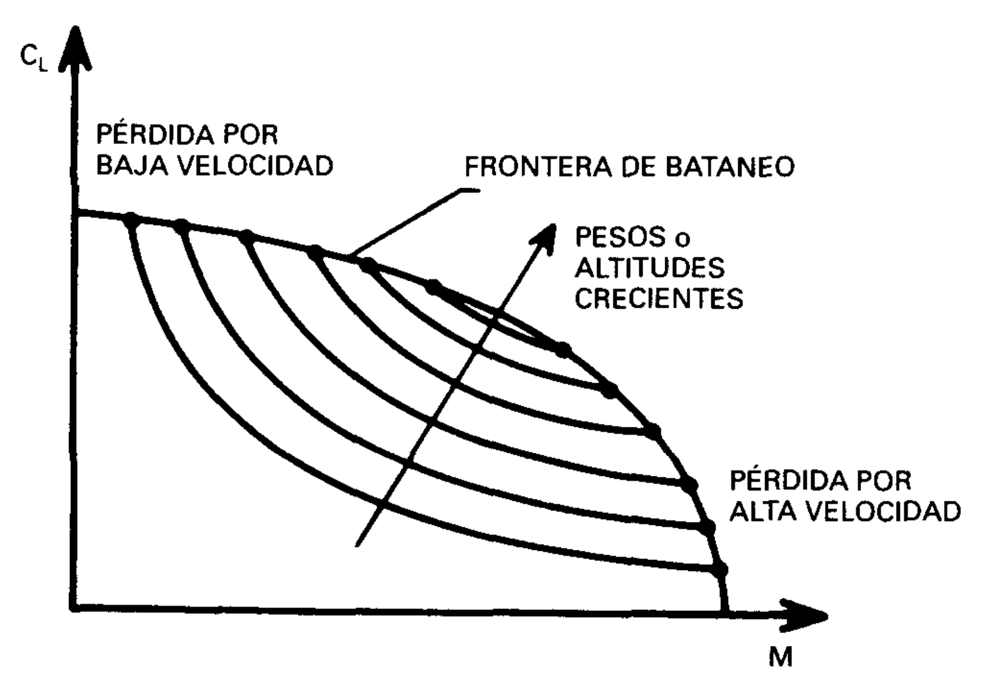


Fig. 8.26.

mero de Mach si es posible. El conjunto que forma la línea que limita la pérdida por baja y alta velocidad se denomina *frontera del bataneo* (buffet boundary).

Por último, obsérvese que existe una región para una combinación de Mach y W/δ en donde pueden coincidir las pérdidas por baja y alta velocidad.

Este punto es el que se denomina *coffin corner* (Rincón del féretro).

La fig. 8.27 representa otra forma de expresar las zonas de pérdida por alta y baja velocidad, según viene en algunos Manuales de Vuelo.

En el ejemplo con línea de trazos se ve que con el avión a 35.000 ft y pesando 200 Tm la pérdida por baja ocurrirá a $M = 0{,}56$ y por alta a $M = 0{,}85$; también aparece en línea discontinua que con un peso de 275 Tm el avión teóricamente podría subir hasta 35.000 ft donde alcanzaría al mismo tiempo la pérdida por alta y por baja velocidad a $M = 0{,}8$.

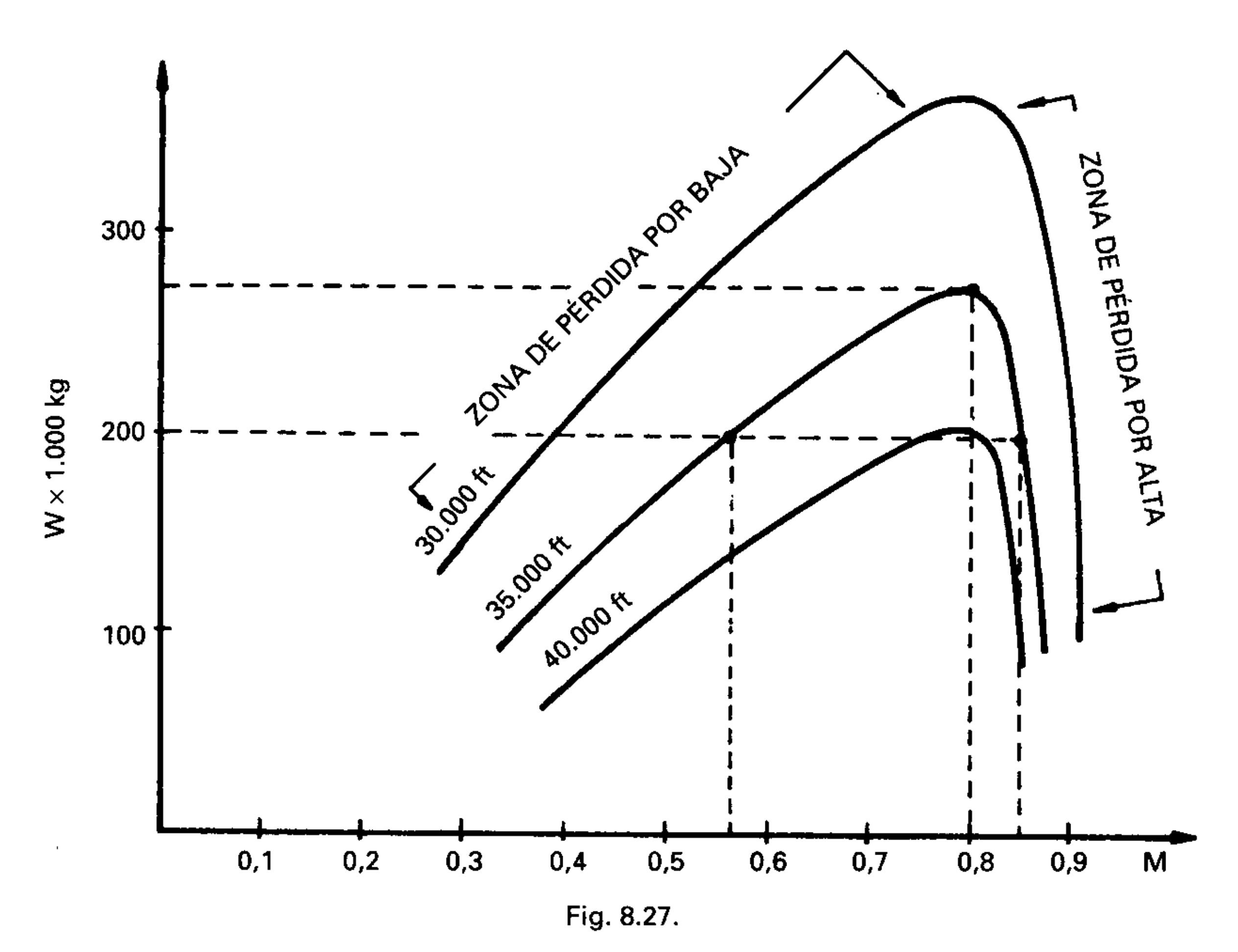


Fig. 8.27.

La representación de la fig. 8.27 es típica de los manuales de las casas Douglas y Boeing. La fig. 8.28 con un significado completamente análogo es del tipo de la utilizada en el Manual del Caravelle.

8.8. TECHO DEL AVIÓN

La máxima altitud que puede alcanzar un avión en unas condiciones dadas de peso y empuje, se conoce como techo del avión.

Existen diversas definiciones del techo del avión: techo de sustentación, techo de propulsión y techo de servicio.

El techo de sustentación es realmente lo que se ha descrito en el apartado anterior, 8.6, es decir, la altitud a la que alcanza el llamado «coffin corner». En esta definición no interviene el empuje. sólo el peso, existe un techo para cada peso.

La ec. 7.3 $W/\delta = K \cdot S \cdot C_L \cdot M^2$, se puede escribir.

$$\delta = \frac{W/S}{K\,M^2\,C_{Lmáx}}$$

Para hallar la máxima altitud, δ mínima, es decir, el techo de sustentación, vemos que en general será tanto más elevado cuanto menor sea la carga alar W/S. Para un avión en particular, el techo de sustentación será tanto mayor cuanto menor sea el peso, debiendo ser máximo el coeficiente de sustentación, pero sabemos (Vid. 8.3) que $C_{Lmáx}$ varía disminuyendo conforme M aumenta, luego el techo absoluto para cada peso se encontrará cuando sea máximo $M^2 \cdot C_{Lmáx}$ y a un M determinado.

En la fig. 8.28, los picos de las curvas corresponden a ese máximo, y al $M = 0,72$, en el ejemplo para un peso de 250 Tm el techo es de 39.000 ft. Para otro M diferente, que no haga máxima a la función $M^2 \cdot C_{Lmáx}$, existirá un techo a ese Mach y a ese peso, inferior al absoluto, por ejemplo, $M = 0,6$ y 250 Tm el techo es de 34.000 ft. Es interesante señalar que en los techos así definidos no influye la temperatura.

El techo de sustentación descrito también es denominado techo aerodinámico, y sería arriesgado llegar a él, recuérdese la denominación «coffin corner». En esas condiciones la más mínima maniobra, o cualquier otra circunstancia, que exigiera más sustentación (factor de carga: $n > 1$), provocaría la pérdida, y ésta un movimiento de picado, con el consiguiente aumento de velocidad, de modo que para recobrar la actitud inicial del avión se necesitaría un factor de carga de, por ejemplo, $n = 1,4$ (es decir, como si el avión pesara 1,4 veces más) y el avión en estas condiciones a su vez tendría un techo más bajo. No obstante lo anteriormente expresado, en general no es necesario preocuparse por el techo de sustentación porque los motores de los aviones no tienen empuje suficiente, para subirles hasta la altitud a la cual se alcanza dicho techo.

Techo de propulsión. El techo de sustentación definido hasta ahora es independiente del empuje, es decir, del motor, depende completamente de las

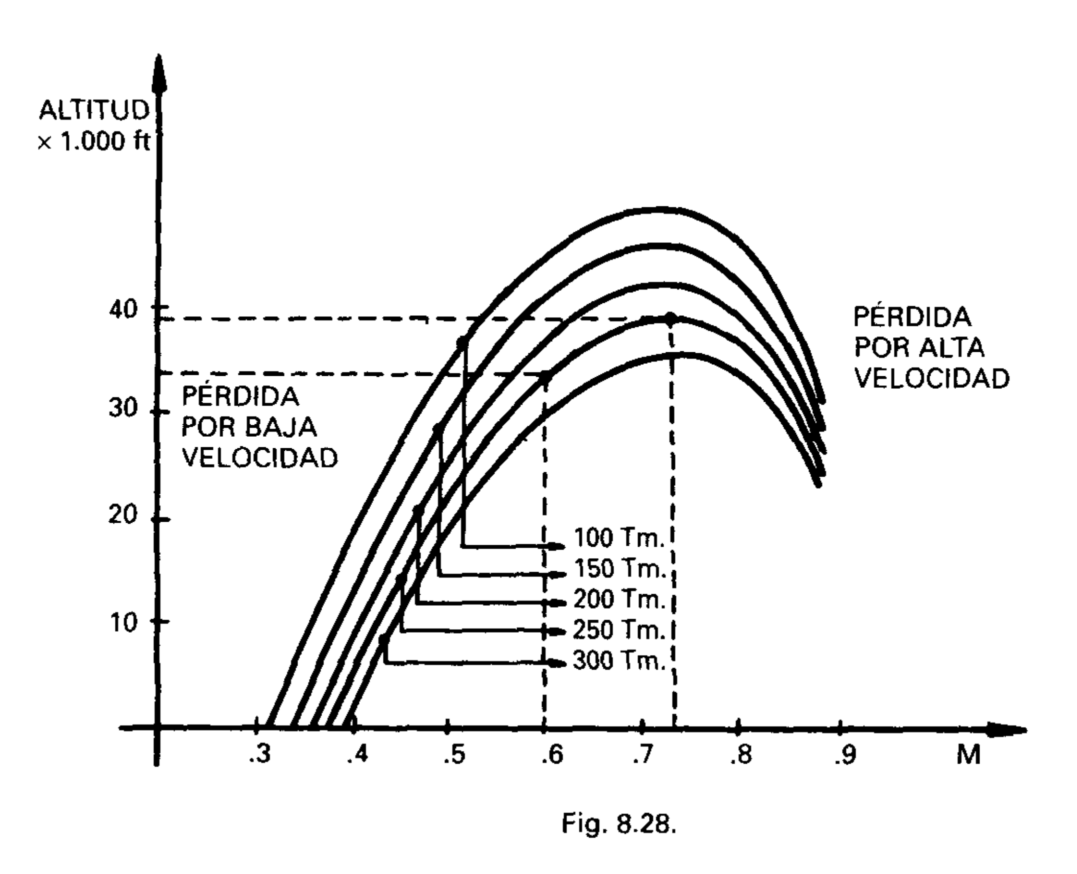


Fig. 8.28.

características aerodinámicas del avión, si no existe empuje de motor suficiente puede ocurrir que no se alcance, denominándose techo de propulsión a aquel que nos permite alcanzar el empuje disponible. Recordemos que el empuje disponible es de la forma mostrada en la fig. 7.3.(a) (parte inferior) en donde aparece en ordenadas la altitud, δ, en la forma T/δ, y que en dichas curvas la temperatura influye disminuyendo el empuje cuando es superior a la estándar, en forma análoga a como haría una reducción de gases. Si suponemos que las curvas de la figura 7.3.(a) corresponden al ajuste de gases máximo de crucero, MCR, y temperatura estándar, la intersección de esas curvas con la de empuje necesario o resistencia, puesta en la forma D/δ, fig. 7.2, darán los dos puntos de corte de vuelo horizontal, fig. 8.29, las curvas representadas son, por ejemplo, las correspondientes a un peso de 250 Tm y una altitud de 30.000 ft y aparecen de trazo continuo. Si aumenta la altitud, la curva de resistencia se mueve hacia arriba y la del empuje también, pero esta última más despacio, hasta llegar un momento en que son tangentes, y están representadas con línea de puntos. En el ejemplo esto ocurre a 38.000 ft y el vuelo es posible sólo a un Mach, M_1. La altitud que alcanza el avión es la máxima para ese peso y ese empuje, y se denomina techo de propulsión, si éste es inferior al de sustentación, es claro que este último nunca se podrá alcanzar. Por lo expuesto anteriormente se comprende que el techo de propulsión depende de la temperatura y naturalmente se podría definir un techo de propulsión para cada condición.

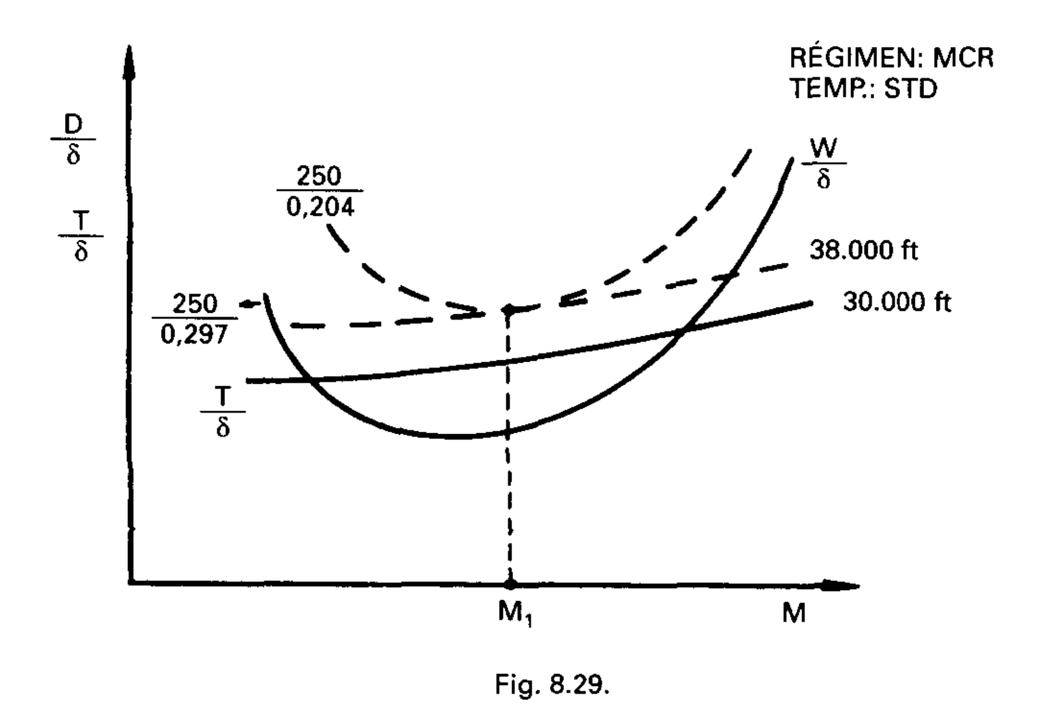


Fig. 8.29.

Muy aproximadamente, la única forma de alcanzar el techo de propulsión es volar de forma que se necesite el mínimo empuje, lo que ocurrirá cuando la resistencia sea mínima, es decir (Vid. 6.4), con la máxima fineza: $(L/D)_{\text{máx}}$. Ya vimos que el techo de sustentación o aerodinámico se alcanzaba siempre con $C_{Lmáx}$.

Existe una definición de los techos basados en su velocidad vertical, *R/C,* y es la siguiente:

Techo absoluto *R/C* = 0 ft/min.
Techo de servicio *R/C* = 100 ft/min.
Techo de crucero *R/C* = 300 ft/min.
Techo de combate R/C = 500 ft/min.

Por último, podríamos hablar de otra definición de techo de servicio, diferente de la ya expuesta, basándonos en los requisitos exigidos en ruta para operación con un motor inoperativo, y le definiríamos como la altitud a la cual el avión con el aire en calma puede cumplir dichos requisitos con *MCT* (empuje máximo continuo). Los requisitos son (Vid. 9.32): tener un ángulo de subida como mínimo de 1,6, 1,4 o 1,1% para aviones con 4, 3 o 2 motores respectivamente.

También podría definirse el techo de servicio con 2 motores inoperativos exactamente igual excepto que los requisitos serían de 0,5% para aviones de 4 motores y 0,3% para aviones con 3 motores. Este techo de servicio así definido, sería la altitud en la cual la senda neta sería horizontal.

8.9. REGLA DEL ÁREA

Para determinar de antemano la resistencia total de un avión, no bastaría con sumar las resistencias de cada uno de los componentes ya que no se podrán conocer los efectos de las interferencias; en régimen subsónico existe la suficiente experiencia para poder predecirla con cierta exactitud, lo que no ocurre a velocidades transónicas y supersónicas, en donde es más difícil la predicción.

Whitcomb de la NACA (hoy NASA) desarrolló la regla del área que expresa la condición para que la resistencia sea mínima, en realidad se podría expresar de muchas formas todas ellas equivalentes: *El área de las diferentes secciones que se producirían al cortar el avión por planos perpendiculares al eje longitudinal, incluyendo dicha sección todas las partes, fuselaje, motores, cabinas, alas, colas, etc. no debe presentar cambios bruscos,* es decir, la curva representativa, que resulta al poner áreas en ordenadas y en abcisas distancias a partir del morro, debe ser lo más suave posible, primero aumentando gradualmente hasta un valor máximo y luego disminuyendo. Como puede verse, fig. 8.30, en la zona del fuselaje correspondiente a las alas, o a la cola,

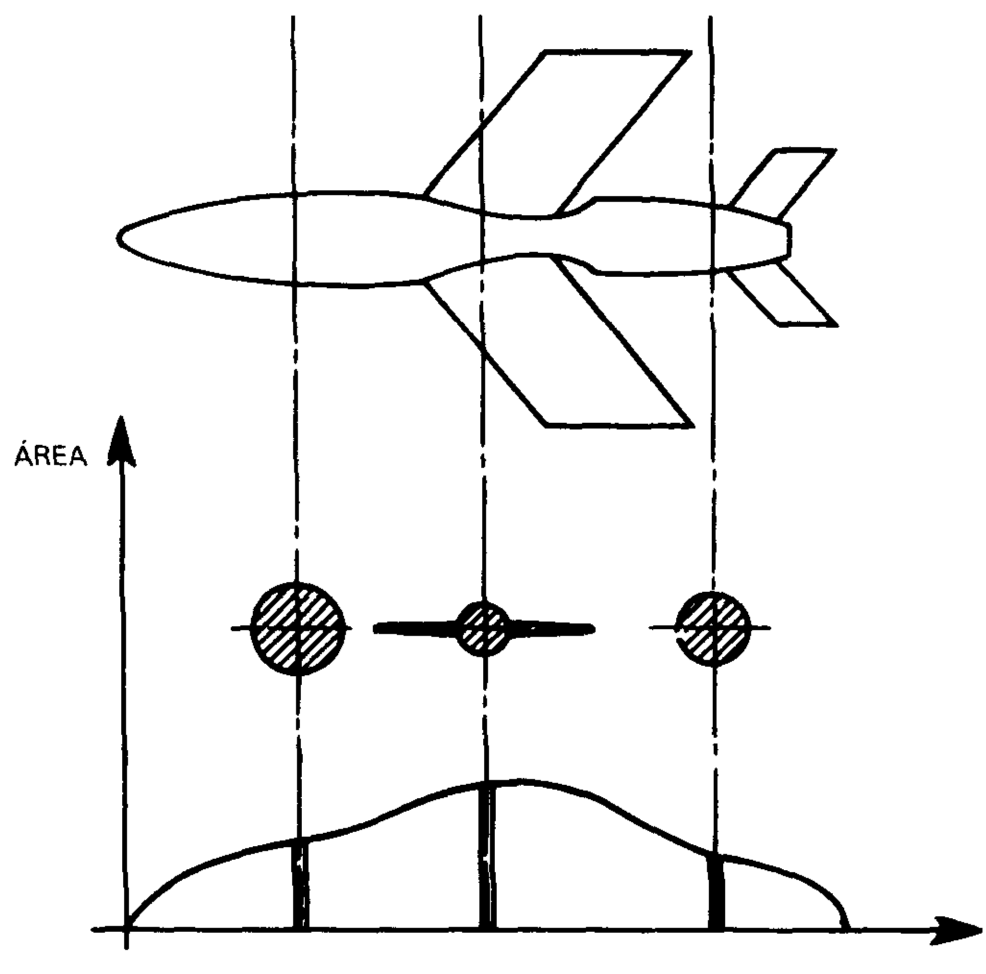
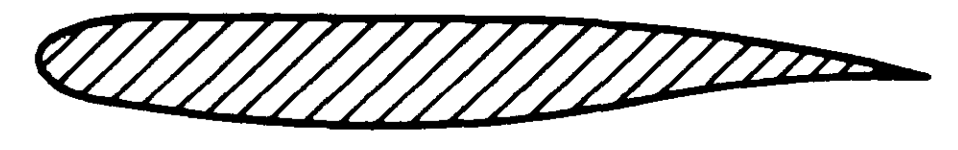


Fig. 8.30.

el área de la sección sería muy grande a no ser que el fuselaje se estreche, formando un *talle de avispa*. En los modernos aviones supersónicos esta regla presenta el inconveniente de que no puede adaptarse al amplio margen de números de Mach de vuelo, para que en todos la resistencia sea mínima.

8.10. ALA SUPERCRÍTICA

El creador de la idea de la regla del área, Whitcomb, continuando sus investigaciones con el fin de reducir la resistencia de alta velocidad llegó al desarrollo de un tipo de ala conocida como *ala supercrítica,* con la que se consigue que el aumento de resistencia tenga lugar a velocidades muy próximas a Mach 1. Basándose en estas ideas, Palmer de la North American Rockwell, y después otros, han trabajado con una serie de perfiles muy gruesos llegando a espesores del 17%, la forma del perfil es de mucho espesor, pudiendo llegar a tener el intradós más curvatura que el extradós fig. 8.31. Como puede observarse es prácticamente todo lo contrario de lo que hasta ahora se había pensado conveniente para alas de vuelo transónico.



PERFIL DE ALA SUPERCRÍTICA

Fig. 8.31.

La forma del ala tiene un extradós aplanado y un borde de salida con más curvatura y de menor espesor, que los utilizados en los perfiles convencionales.

Análogamente a lo que ocurre en los perfiles convencionales (Vid. figs. 8.2 a 8.6) nos encontramos que en los supercríticos, existe una región en la que la corriente es supersónica, formándose la onda de choque cuando la corriente se decelera a subsónica. La diferencia estriba en que la onda de choque es más débil en el ala supercrítica que en la convencional, existiendo, por tanto, menos pérdida de energía y una resistencia de onda también menor, también ocurre que la onda de choque se forma más adelante que en las alas convencionales.

Conforme el número de Mach aumenta en los dos perfiles, la onda de choque se corre hacia atrás y se hace más fuerte, siempre estará más adelantada en la supercrítica, llegando un momento en que la corriente se despren-

de en la convencional, pero no se desprendería todavía en la supercrítica por ser menos fuerte, por tanto, el enorme aumento de resistencia que produce la separación de la corriente se producirá a numeros de Mach más elevados cuando el ala es supercrítica.

Se han hecho pruebas en vuelo sobre diferentes aviones con las alas modificadas como supercríticas, llegándose hasta $M = 0{,}95$ en un caza F-8 con el ala modificada: *También* se ha comprobado que no solamente es el ala la que debe ser modificada, sino el avión completo con el fin de evitar el desprendimiento de la capa límite. El bombardero B-2 tiene ala supercrítica.

Actualmente debido al rápido avance en la tecnología de las alas supercríticas, especialmente en el proyecto de los aviones comerciales subsónicos, existen diversos tipos de éstos en servicio. Los perfiles se asemejan a uno de tipo convencional invertido. Las principales ventajas son el aumento de los Mach de divergencia de la sustentación y de la resistencia. La curvatura del perfil en el borde de salida hace que haya una gran diferencia de presiones entre el intradós y el extradós (sustentación), y como la onda de choque se forma más adelante y es más débil que en un perfil convencional, resulta que un gran porcentaje de la sustentación se produce en una zona de corriente subsónica. Tienen un gran volumen utilizable en el ala, para combustible o armamento, a causa de su gran espesor.

Resumiendo, las características que distinguen a un perfil supercrítico de uno convencional son, fig. 8.32:

- Radio de curvatura del b.a. muy grande. Borde de ataque romo.
- Gran espesor.
- Extradós muy plano.
- Línea de curvatura media en forma de S.
- Borde de salida grueso.

Y las diferencias de tipo aerodinámico:

- La onda de choque es muy débil y empieza a formarse muy cerca del b.a.
- Conforme la onda de choque se mueve hacia atrás sigue siendo débil.
- Presenta menor resistencia.

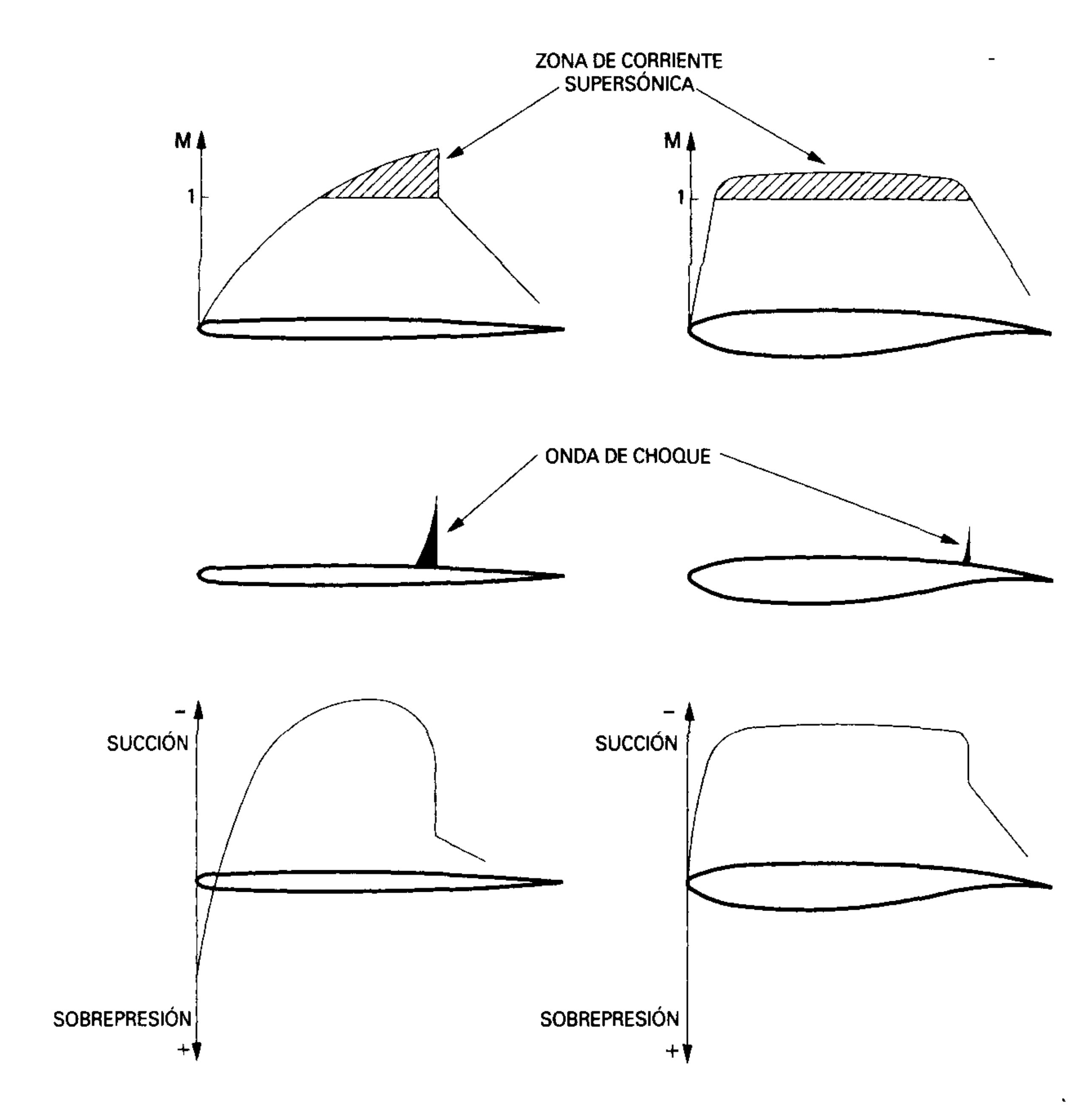

ZONA DE CORRIENTE SUPERSÓNICA
M
1
M
1
ONDA DE CHOQUE
–
SUCCIÓN
SOBREPRESIÓN
+
–
SUCCIÓN
SOBREPRESIÓN
+

Fig. 8.32.

9

Requisitos, velocidades y distancias en despegues, aterrizajes y en ruta

9.1. INTRODUCCIÓN

Vamos a estudiar en este capítulo la normativa que existe: a) en cuanto a las distancias necesarias para que un avión efectúe las operaciones de despegue y aterrizaje, b) referente a la subida inicial y subida en configuraciones de aproximación y aterrizaje, y c) respecto a los márgenes de altura con que se deben sobrevolar los obstáculos tanto en la subida inicial como en ruta.

En general la normativa expuesta en este capítulo y los valores numéricos correspondientes son los establecidos en las FAR y en las JAR, en algún caso se indican también los correspondientes a OACI. Hasta el momento las JAR no contemplan su aplicación a aviones con motores de émbolo.

Como se podrá apreciar a lo largo de la exposición el motivo de la existencia de esta normativa es principalmente, aparte de una normalización de toda la operación, garantizar que si se actúa de acuerdo con ella, la operación será segura en cualquier momento, incluso cuando falle un motor.

Los factores que intervienen en las actuaciones son numerosos: empuje de los motores, temperatura, altitud presión, posición de flaps y slats, pendiente de pista, viento, peso, posición del c. de g. y velocidad. Sobre alguno de ellos no podemos actuar, pero sobre otros sí; por ejemplo, limitando el peso con el que se efectúa la operación, limitando los márgenes del c. de g. y considerando su posición más desfavorable, escogiendo la posición de flaps más adecuada, y por supuesto llevando en cada momento una determinada velocidad. Como durante la fase de despegue las velocidades van variando continuamente, esto da lugar a que existan gran número de velocidades diferentes importantes en esta fase, que deben cumplir unas condiciones determinadas. Por este punto es por donde vamos a empezar.

NOTA IMPORTANTE: Todas las velocidades especificadas en este capítulo están expresadas en términos de CAS.

A no ser que se indique lo contrario, todas las distancias, tanto de despegue como de aterrizaje, de las que se van a tratar en este capítulo, están basadas en superficie de pista dura, lisa y seca.

9.2. VELOCIDAD MÍNIMA DE CONTROL EN EL SUELO V_{MCG}

Supongamos un avión acelerando sobre la pista en un despegue y que en un momento determinado, falla súbitamente un motor de los más alejados del eje longitudinal (motor crítico) permaneciendo los otros motores con empuje de despegue. Sea, por ejemplo, un cuatrimotor. Inmediatamente tienen lugar dos efectos: 1.º) Una pérdida de aceleración; se tardará más tiempo y recorrerá más pista hasta alcanzar una determinada velocidad, y 2.º) El momento que originaban las cuatro fuerzas correspondientes al empuje, respecto al c. de g. que antes era nulo, deja de serlo, teniendo como valor la fuerza F_4 por su brazo d, (los momentos de F_2 y F_3 se anulan); el momento $M = F_4.d$ tenderá en este caso, fig. 9.1, a girar el avión hacia la izquierda y hacerle salir de la pista.

Las normas establecen que haciendo uso solamente de controles aerodinámicos debe poder controlarse el avión, caso de que se deba continuar el despegue. En el ejemplo de la fig. 9.1 se movería el timón de dirección de la forma indicada y se originaría una fuerza F, de origen aerodinámico, completamente análoga a la sustentación y que, si suponemos que el aire incide según el eje longitudinal, tendrá como valor

$$F = 1/2 \cdot \rho_0 \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_L$$

en donde S es la superficie total del plano de cola y C_L el coeficiente de sustentación correspondiente al perfil de dicho plano con ángulo de ataque cero y deflexión máxima del timón. Por tanto, S y C_L son constantes, y F depende únicamente de la velocidad al cuadrado expresada en EAS; como en este caso el error de compresibilidad es despreciable, coincidirá con la expresada en CAS y si no existe error de posición o se corrige por él, también coincidirá con la IAS. Esta fuerza F produce un momento de valor $M' = F.h$. El que el avión sea controlable o no, depende de que M' sea o no mayor que M, y M' depende de F y, por tanto, de la velocidad del avión.

A velocidades pequeñas, M' sería menor que M y el avión se saldría de la pista al continuar el despegue.

Existe una velocidad V_{MCG} denominada velocidad mínima de control en el suelo a partir de la cual el avión es controlable y será función, en general, de la temperatura, presión altitud, flaps y viento-cruzado. Las condiciones que proporcionan valores de V_{MCG} elevados son temperatura y presión altitud bajas o pocos grados de flaps.

El valor de V_{MCG} se determina sin utilizar la orientabilidad de la rueda de morro. Esto significa que normalmente se dispondrá de un margen adicional si se utiliza el guiado de la rueda de morro.

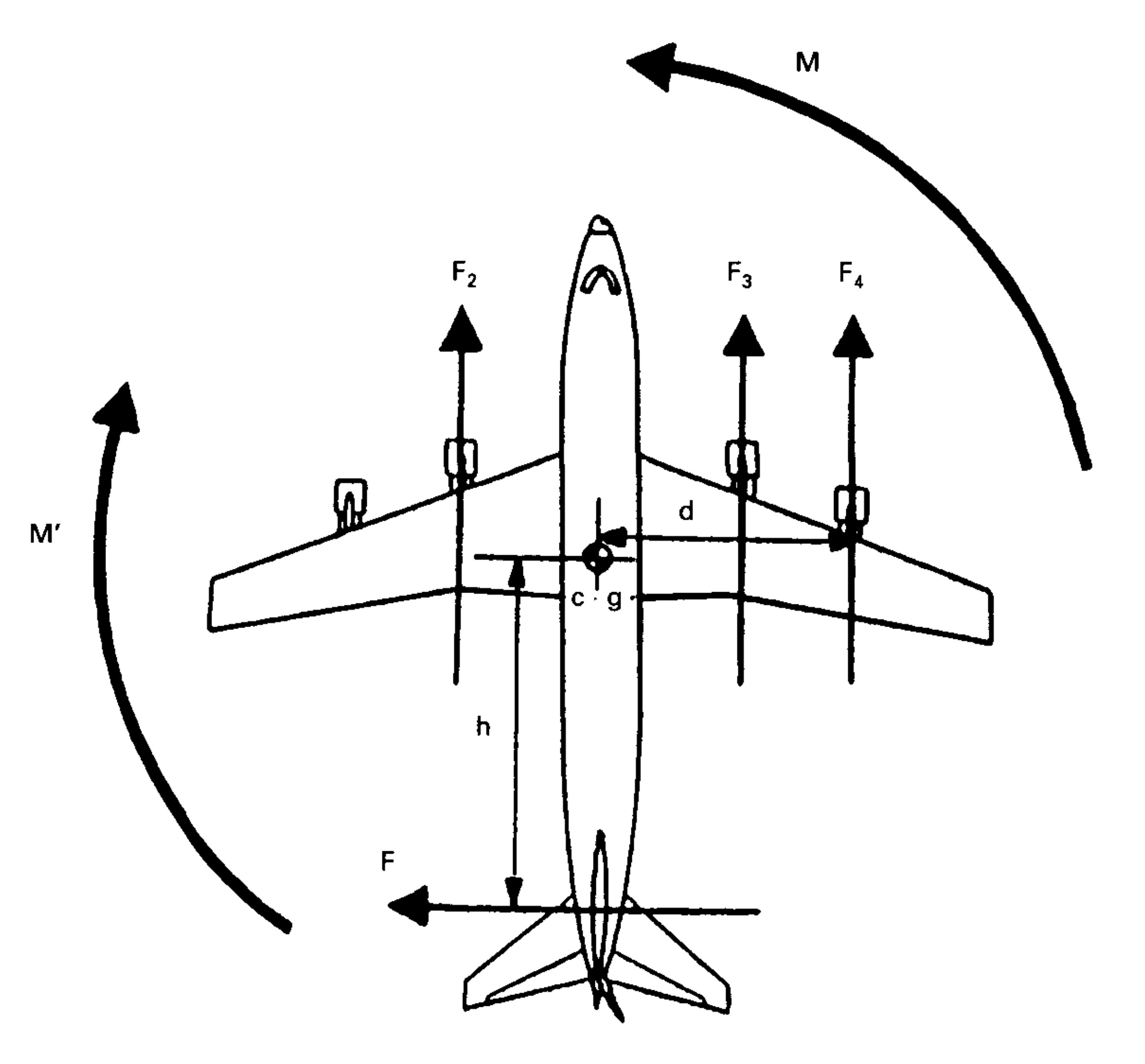


Fig. 9.1.

Es obvio que interesa que el valor de la V_{MCG} sea el menor posible, lo que ocurre con todos aquellos aviones que tienen los motores próximos al eje longitudinal, por ejemplo, DC-9, B-727.

En algún caso se ha conseguido la certificación del avión haciendo uso del apoyo de la rueda de morro contra el suelo (DC-8).

La determinación de esta velocidad se efectúa fijando como límite de fuerza en los pedales 150 libras, y que no existe una desviación lateral mayor de 30 ft. (9 m) entre el punto en el que el motor crítico ha fallado y el punto en el que se consigue una trayectoria paralela al eje de la pista. Las condiciones en las que se establece esta velocidad son: a) Configuración de despegue (un valor para cada configuración). b) Empuje de despegue. c) Posición más desfavorable del c. de g. d) Avión compensado para despegue. e) El peso más desfavorable de despegue.

9.3. VELOCIDAD DE DECISIÓN V_1

Se utiliza como referencia en la decisión de continuar o abortar un despegue en caso de alguna emergencia. Una emergencia muy importante y a la cual haremos referencia continuamente en el resto del capítulo es la de fallo de un motor.

Si se ha reconocido el fallo de un motor antes de V_1 se debe abortar el despegue, si se ha detectado después de V_1 se debe continuar el despegue con un motor inoperativo.

Vemos, pues que tras el fallo de un motor, el piloto debe tomar la decisión de continuar el despegue o abortarlo, y que esta decisión se efectúa dependiendo de la velocidad que en el momento del reconocimiento lleva el avión.

Desde el momento en que el motor falla (siempre se supone que falla el motor más crítico) hasta el momento en que el piloto reconoce que ha existido dicho fallo, transcurre un tiempo t_{REC}, de tal modo que si el motor ha fallado a la velocidad V_{EF} (Engine Failure), la velocidad a la que el piloto debe tomar la decisión, es decir la velocidad a la cual se percata del fallo, es igual a la V_{EF} más el incremento de velocidad que el avión haya adquirido durante el tiempo t_{REC}, $(\Delta V)_{tREC}$

$$V_1 = V_{EF} + (\Delta V)_{tREC}$$

Es evidente, caso de que la decisión a tomar fuera la de continuar el despegue, que el piloto debe ser capaz de poder controlar el avión durante el recorrido sobre el suelo con el motor crítico parado, por esta causa se exige que

$$V_{EF} \geq V_{MCG}$$

El requisito anterior es equivalente a:

$$V_1 \geq V_{MCG} + (\Delta V)_{tREC}$$

algunos fabricantes denominan al 2.º miembro de la ecuación anterior V_{1min}, con lo que dicha expresión quedaría

$$V_1 \geq V_{1min}$$

El tiempo t_{REC}, es el tiempo de reconocimiento de fallo de motor por parte del piloto, demostrado por ensayos y basándose únicamente en referencias externas (cambio de la actitud direccional del avión). Las autoridades

aeronáuticas no suelen aceptar tiempos de reconocimiento de fallo de motor inferiores a 1 s.

Los requisitos y condiciones expuestas a o largo de este apartado son comunes a las FAR y a las JAR.

Hay aviones en los que el fallo de motor supone una guiñada muy pequeña o incluso ninguna. Al piloto lo que le importa es la velocidad de decisión V_1 que es cuando se ha calculado que se va a percatar del fallo.

La velocidad V_1 tiene una importancia enorme, y la forma en que se fije su valor hará que la operación se efectúe con criterio de pista compensada o no compensada.

Los Manuales de Vuelo, para el cálculo de los datos de despegue, en lugar de exigir el requisito $V_{EF} \geq V_{MCG}$, como el valor de V_{EF} no es de tipo operativo, proporcionan los datos de forma que lo que exigen que se cumpla es $V_1 \geq V_{MCG}$.

9.4. OPERACIÓN CON CRITERIO DE PISTA COMPENSADA Y NO COMPENSADA

Viene únicamente determinado por la forma en que se haya elegido el valor de V_1.

Supongamos un avión en su carrera de despegue sin problemas de control en el suelo (V_{MCG} muy pequeña), y que tiene un fallo de motor a 95 kt. caso a). En la fig. 9.2 se representa la longitud recorrida desde la suelta de frenos hasta el fallo de motor a 95 kt más la distancia de parada si se aborta el despegue utilizando los medios de frenado normales. También se representa la distancia recorrida hasta alcanzar 35 pies de altura si, habiendo fallado el motor a 95 kt, el piloto hubiera decidido irse al aire acelerando con un motor menos. Vamos a llamar a la primera distancia *a-p* (aceleración-parada) y a la segunda, distancia a 35 pies.

También se han representado los casos b) cuando el motor falla a 110 kt y c) a 125 kt. Puede observarse que las distancias de *a-p* aumentan conforme la velocidad de fallo se supone que es mayor y en cambio las de 35 pies disminuyen. Es evidente que entre los casos b) y c) existe una velocidad, por ejemplo, 120 kt, tal que si fallase un motor en ese momento las dos distancias de *a-p* y de 35 pies serían iguales. Podemos representar estas distancias en un gráfico como el de la fig. 9.3.

Si el valor que se elige para V_1 es tal que estas dos distancias son iguales, se está operando con criterio de pista compensanda. (En este ejemplo sería *V_1 = 120 kt.*) *Si el valor que se toma como velocidad de decisión es otro dife-*

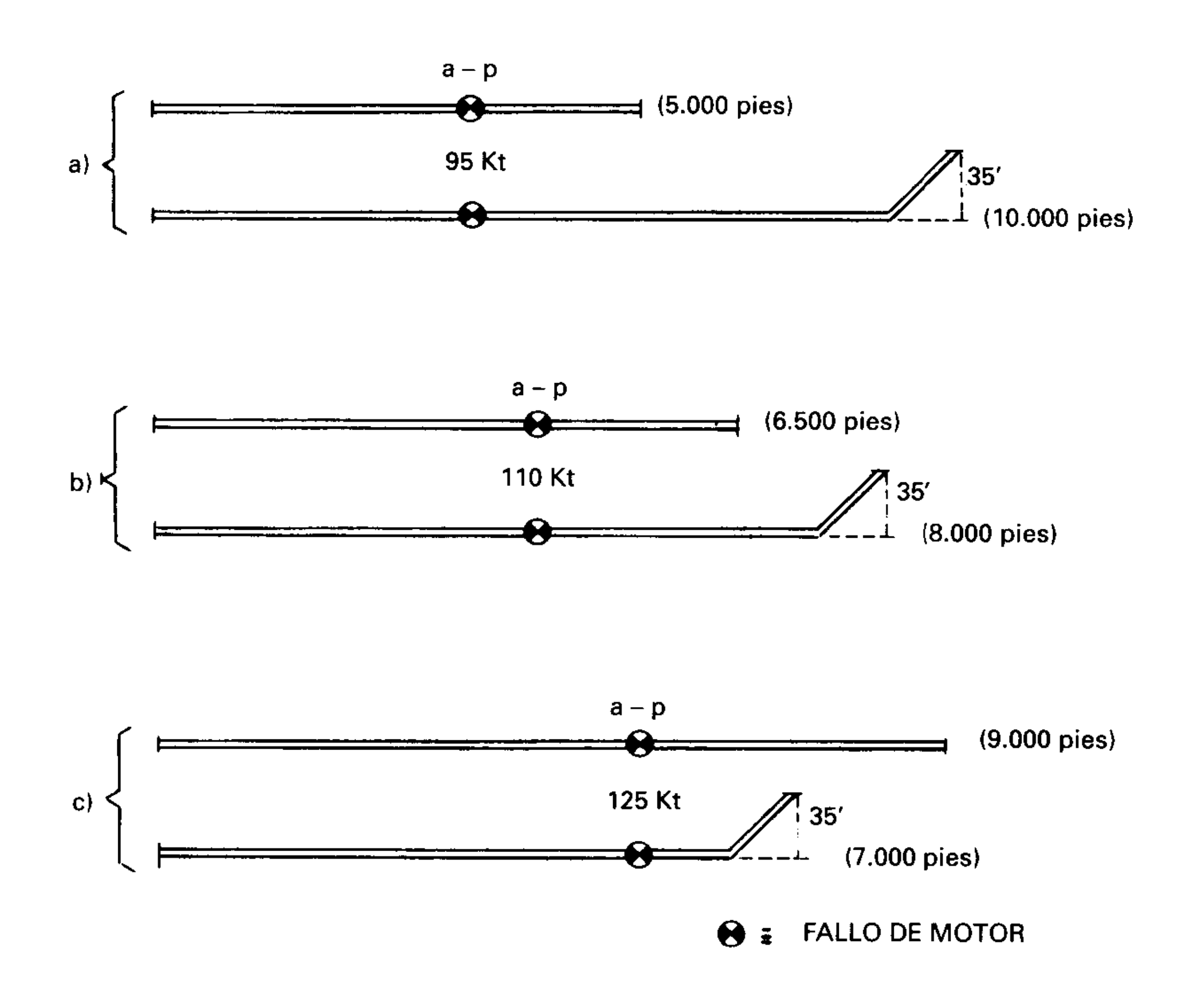


Fig. 9.2.

rente del anterior, mayor o menor (en este ejemplo mayor de *120 kt* o menor) *se dice que se opera con criterio de pista no compensada*. Así, si se elige V_1 = *100 kt* la distancia horizontal recorrida para alcanzar 35 pies será mayor que la de *a-p* y se opera con criterio de pista no compensada. También será operación con criterio de pista no compensada si se elige, por ejemplo, V_1 = *130 kt*, la distancia de *a-p* sería mayor que la de 35 pies.

Para operar con criterio de pista compensada, con unas condiciones determinadas de peso, viento, temperatura, etc., sólo existe una velocidad de decisión. Cuando la velocidad que se escoge como V_1 no es ésa, sino otra mayor o menor, se opera con criterio de pista no compensada.

Es evidente que las distancias que representa el gráfico de la fig. 9.3, serán para unos valores determinados de peso del avión, viento en cara o en cola, temperatura y altitud presión del campo, pendiente de pista y configuración del avión (flaps). Así, por ejemplo, las curvas para dos pesos diferentes serían distintas y la V_1 de operación con criterio de pista compensada sería mayor para el peso mayor, fig. 9.4, y lo mismo ocurriría con las longitu-

LONGITUDES
TOTALES
(pies)
10.000
9.000
8.000
7.000
6.500
5.000
a – p
35 pies
95
110
120
125
VELOCIDAD DE FALLO
DEL MOTOR

Fig. 9.3.

LONGITUDES
TOTALES
(pies)
8.000
7.000
a - p
a - p
W = 100.000 kg
W = 120.000 kg
35 pies
35 pies
VELOCIDAD DE FALLO
DEL MOTOR

Fig. 9.4.

des de pista correspondientes. En definitiva, que sea cual fuere el tipo de operación, compensada o no, la V_1 y las longitudes de pista dependerán de los factores enumerados anteriormente. Con pesos y altitudes bajas la V_1 tendrá un valor pequeño. Las distancias que se calculan para el frenado del avión son sin la utilización de la reversa.

9.5. VELOCIDAD DE MÁXIMA ENERGÍA DE FRENADO V_{MBE}

En el caso en que el piloto decida abortar el despegue, una gran parte de la energía cinética que tiene el avión, función como sabemos del peso y del cuadrado de la velocidad, tiene que ser absorbida en forma de calor por los frenos de las ruedas. El resto de la energía cinética será absorbida por el resto de las fuerzas que ayudan a frenar el avión: la resistencia aerodinámica, la tracción negativa del ralentí en caso de turbohélice, la fuerza de resistencia de rodadura del tren de morro (raramente dotado de frenos), y, por último, la componente del peso paralela a la pista en caso de pendiente positiva.

Para cada peso existe una velocidad V_{MBE} (Maximum Brake Energy) que también dependerá de la temperatura, presión altitud, pendiente de pista y viento, que es la máxima que podría tener el avión en caso de abortar un despegue. Si la velocidad fuera superior el sistema de frenos no sería capaz de absorber el calor generado por la frenada. Naturalmente debe cumplirse

$$V_1 \leq V_{MBE}$$

Este requisito será más probable que no se cumpla en aquellas condiciones en que la V_1 tiende a aumentar y la V_{MBE} a disminuir, es decir: mucho peso y pocos grados de flaps.

9.6. CONSECUENCIAS DE LA INTRODUCCIÓN DEL CONCEPTO DE PÉRDIDA A 1 G

La introducción por las JAR del concepto de pérdida a 1g, V_{S1g}, del que se trató en 4.12, y su probable aceptación por las FAR, coexistiendo con el concepto de pérdida tradicional de las FAR, va a suponer unos ciertos cambios en aquellas velocidades que deben tener unos márgenes sobre la velocidad de pérdida. El motivo de estos cambios proviene del hecho de que la velocidad de pérdida a 1g es mayor que la velocidad de pérdida tradicional, y se traduce en una disminución de dichos márgenes al aplicarlos un factor de un 94%. Así las velocidades relacionadas con el despegue y aterrizaje quedarían como muestra la siguiente tabla:

Velocidad	Factor antiguo	Factor nuevo	Apartado
V_2	1,20 V_S	1,13 V_{S1g}	9.11
V_2	1,15 V_S	1,08 V_{S1g}	9.11
V_{Ref}	1,30 V_S	1,23 V_{S1g}	9.31 y 9.36
V. final de despegue	1,25 V_S	1,18 V_{S1g}	9.26 y 9.27
V. de subida en aprox.	1,50 V_{S1}	1,40 V_{S1g}	9.35

Probablemente aparecerán algunas abreviaturas como:

- V_{SR}: Velocidad de pérdida de referencia (Vid. 4.12).
- V_{FR}: Velocidad de aterrizaje de referencia.
- V_{SRO}: Velocidad de pérdida de referencia en configuración de aterrizaje.
- V_{SR1}: Velocidad de pérdida de referencia en una configuración específica.
- V_{SW}: Velocidad a la que empieza el aviso de pérdida natural o artificial.
- V_{FTO}: Velocidad final de despegue.

Así, por ejemplo, si nos encontramos en las FAR con un margen y denominación antigua del tipo «*1,4* V_{S1}» probablemente cambiará a «*1,3* V_{SR1}»

9.7. VELOCIDAD MÍNIMA DE CONTROL EN EL AIRE V_{MCA}

Análogamente a la que ocurría en el suelo, si falla un motor en el aire se producirá una guiñada. A mayor velocidad más efectivos serán los controles aerodinámicos, existiendo una velocidad tal que por debajo de ella el avión no sería controlable; esta velocidad es la V_{MCA}. Se entiende por controlabilidad en este caso lo siguiente:

Que sea posible recobrar el control del avión, cuando un motor crítico ha fallado súbitamente, manteniendo una trayectoria rectilínea, con una inclinación lateral de no más de 5° (ala del motor parado arriba) y el avión en las siguientes condiciones:

1.° Flaps de despegue, tren metido. (Configuración de 2.° segmento.)

2.° Posición más desfavorable del c. de g.

3.° Avión compensado para despegue.

4.° Resto de los motores con empuje o potencia de despegue.

5.° Efecto del suelo despreciable.

6.° La fuerza necesaria a esta velocidad sobre el pedal del timón no debe ser superior a 150 lbs. (68 kg), y no deberá ser necesario reducir el empuje en los motores restantes.

7.° Desde el momento en que el motor quede inoperativo, hasta que se recobre completamente el control, el avión no tomará ninguna actitud peligrosa, ni el piloto necesitará una destreza, fuerza o es-

tado de alerta excepcional para prevenir un cambio de rumbo de más de 20°.

8.° En el caso de aviones con hélices, la correspondiente al motor inoperativo deberá estar: en molinete, en la posición más probable según el diseño de su sistema de control, o abanderada si tiene dispositivo automático de puesta en bandera.

La V_{MCA} debe cumplir el siguiente requisito:

$$V_{MCA} \leq 1{,}2\ V_S$$

para el peso máximo de despegue a SL.

El valor de la V_{MCA} depende de la altitud, de la temperatura y del peso, no obstante, en el valor de la V_{MCA} que se presenta en los Manuales de vuelo no aparece la variable del peso, ya que éste suele influir en un intervalo de pesos muy pequeños (pesos bajos) y su valor se determina para aquel peso que dé lugar a una V_{MCA} más grande.

El motivo por el cual tanto la V_{MCA} como la V_{MCG} disminuyen cuando aumenta la temperatura o la altitud presión, es porque aunque el timón de dirección sea menos efectivo por la menor densidad del aire, el empuje de los motores disminuye más rápidamente. La posibilidad de alabear el avión hasta 5° en la determinación de V_{MCA} tiene gran importancia en la reducción del valor de ésta, ya que en algunos aviones puede disminuir hasta 7 kt por cada grado de alabeo.

Las condiciones y requisitos referentes a la V_{MCA} expresadas hasta ahora son comunes tanto a las FAR como a las JAR.

El valor de la V_{MCG} suele ser menor que el de la V_{MCA}, ya que las condiciones de la primera son en el suelo, con el tren principal de aterrizaje apoyado sobre la pista lo que origina un rozamiento que ayuda al timón de dirección (recordemos que no se hace uso de la orientabilidad de la rueda de morro ni de su rozamiento con la pista). La V_{MCG} está afectada por el viento cruzado que puede aumentar su valor cuando el motor inoperativo está en el mismo lado de donde viene el viento cruzado y viceversa. A título de ejemplo este incremento al valor de V_{MCG} puede ser del orden de 1,5 kt por nudo de viento cruzado. La V_{MCA} no presenta este problema al estar el avión inmerso en la masa de aire en movimiento.

Examinando las condiciones en las que se determina el valor de la V_{MCA} se observa que son las que corresponden a una configuración de despegue, concretamente las correspondientes al segundo segmento. Con objeto de tener cubiertas otras fases importantes del vuelo, las normas especifican otras velocidades mínimas de control para las fases de aproximación y aterrizaje. Las condiciones en que se determinan los valores de estas velocidades mínimas de control son análogas a las utilizadas para la V_{MCA} de despegue, salvo en lo que se refiere a la configuración del avión que, lógicamente, es la apropiada a estas fases del vuelo.

Las FAR definen dos velocidades mínimas de control en las fases de aproximación y aterrizaje: V_{MCL} y V_{MCL-2}:

V_{MCL}: La obtenida en la configuración más crítica para la aproximación con todos los motores operativos, cuando el motor más crítico falla repentinamente y con empuje o potencia de despegue en los restantes.

V_{MCL-2}: (sólo para aviones con tres o más motores). La obtenida en la configuración más crítica para la aproximación con un motor inoperativo, y con el empuje o potencia necesarios en los motores operativos para mantener una senda de aproximación de 3°, y cuando el segundo motor más crítico falla repentinamente, con un cambio rápido al empuje o potencia de despegue.

Las JAR especifican, además, la V_{MCL-1}, que se diferencia de la V_{MCL} en que se obtiene en la configuración más crítica para la aproximación con un motor inoperativo. Además, las JAR especifican para las distintintas V_{MCL} una capacidad adicional de mando de alabeo para la ejecución de una maniobra de incremento de inclinación lateral de 20° en 5 s en la dirección necesaria para iniciar un giro hacia el lado contrario del motor inoperativo.

9.8. VELOCIDAD V_{MU} (Minimum Unstick)

Es obvio que es interesante conocer aquella velocidad mínima a la que el avión es capaz de despegar las ruedas totalmente del suelo e irse al aire, y que, por supuesto, será algo mayor que la velocidad de pérdida. Así se llega al concepto de V_{MU} que se define como:

La velocidad a la que es posible sacar el avión del suelo, y mantener un ángulo de subida positivo, sin que se deriven consecuencias desastrosas en la prosecución del vuelo. Se debe determinar su valor para los casos de todos los motores operativos y de un motor inoperativo.

Se comprende que no es una velocidad de interés operativo, y que para el piloto carece de importancia, ya que en tales condiciones críticas no va a irse al aire, sin embargo, es necesario efectuar los cálculos y pruebas necesarios con el fin de determinar su valor y obligar a unos márgenes de seguridad respecto a ella en el momento en que el piloto inicie la rotación para despegar las ruedas del suelo.

En las pruebas que se efectúan para la determinación del valor de la V_{MU} suelen ocurrir una de las dos condiciones siguientes que limitan su valor:

- Control longitudinal: Aunque el piloto lleve el timón a tope a una velocidad muy baja, la rotación del avión se efectúa muy lentamente conforme la velocidad va aumentando, despegando las ruedas del suelo antes de que exista la posibilidad de que la parte trasera inferior del fuselaje roce la pista.
- Geometría: Al llevar el piloto a tope el timón de profundidad a una velocidad baja, el avión empieza a rotar a partir de una cierta velocidad hasta que la parte inferior trasera del fuselaje roza la pista, continuando el avión acelerándose con el fuselaje rozando la pista. Al permanecer fija la actitud del avión hasta que despega las ruedas del suelo, el ángulo de ataque permanece cte. durante ese período. En este tipo de aviones es necesario que el fuselaje tenga una protección en su estructura para prevenir la posibilidad de sobre rotación (over-rotation).

En los aviones con hélice es normal que la velocidad V_{MU} sea bastante inferior a V_S, determinada como sabemos con tracción de las hélices nula, debido a que el efecto de soplado de las hélices sobre el ala disminuye bastante la velocidad de pérdida (Vid. 5.9). En estos casos (V_{MU} muy baja), la normativa no obliga a realizar los ensayos de V_{MU}, sino que basta con demostrar unos despegues con una velocidad de rotación lo suficientemente alejada de la V_R normal como para que la velocidad a la que el avión despega las ruedas del suelo V_{MU} (demostrada) no condicione la definición de V_R normal de acuerdo con el punto d) del apartado que sigue.

9.9. VELOCIDAD DE ROTACIÓN V_R

Es la velocidad a la que se debe hacer girar el avión alrededor del tren principal. No debe ser menor que:

a) La velocidad V_1, y

b) $1{,}05\ V_{MCA}$

y debe ser una velocidad tal que permita:

c) Alcanzar el valor de V_2 antes de los 35 pies de altura sobre la pista.

d) Que si la rotación del avión se ejecuta con la máxima rapidez, no resulte una velocidad V_{LOF} menor que $1{,}10\ V_{MU}$, con todos los motores operativos, o $1{,}05$ con un motor inoperativo.

También se debe cumplir, que si se rota el avión con un motor inoperativo, a una velocidad 5 kt, inferior al valor establecido de V_R, no se exceda la distancia de despegue que resultaría efectuando la rotación a V_R.

Estos requisitos son comunes tanto a las FAR como a las JAR.

En los casos en los que el despegue esté limitado por la geometría del avión el requisito de margen de la V_{LOF} respecto a la V_{MU}, punto d), se modifica pasando de 1,10 V_{MU} a 1,08 V_{MU}, tanto en las FAR como en las JAR.

La V_R es una velocidad típicamente operativa, y es de gran importancia calcular bien su valor y efectuar la rotación a esa velocidad, ni antes ni después. Los datos de longitudes de pista que se suministran en el Manual de Vuelo están calculados suponiendo que se rota el avión a esa velocidad.

Efectuar la rotación del avión a velocidad diferente de la reflejada en el Manual de Vuelo puede afectar considerablemente tanto a la distancia de despegue como a la trayectoria de subida inicial. Si se rota el avión a velocidad inferior a su valor establecido, es probable que el avión vaya panceando, dando lugar a que el ángulo de subida sea inferior al que debería llevar, y por tanto, la trayectoria de subida no sea la prefijada. Si se efectúa la rotación a velocidad superior al valor establecido, dará lugar a que el avión despegue totalmente las ruedas del suelo en un punto de la pista bastante distanciado del previsto, y también la trayectoria de despegue irá por debajo de la prevista, lo que será

muy importante caso de que exista limitación por pista o por obstáculos. Téngase en cuenta que una velocidad de 150 kt significa que se recorren unos 250 pies por segundo, equivalente a 75 m/s aproximadamente.

La actitud del avión es también muy importante. Una rotación muy rápida, que coloque el avión en una actitud de morro arriba exagerada, tendrá consecuencias adversas en las actuaciones de despegue, ya que análogamente al caso de rotación prematura, aumentará la resistencia aerodinámica, y será difícil conseguir que el avión despegue las ruedas del suelo en el punto y velocidad adecuados (V_{LOF}). La rotación muy rápida también podría dar lugar a que funcionara el avisador de pérdida, ya que se podría estar próximo a la pérdida debido al factor de carga o *g* que se provocaría.

En realidad debería haber dos velocidades de rotación, sin fallo y con fallo de motor, pero se suministra una nada más para simplificar la labor del piloto.

9.10. V_{LOF}. VELOCIDAD DE DESPEGUE (LIFT OFF SPEED)

Es la velocidad a la cual el avión despega el tren principal del suelo.

No tiene interés especial, ya que es la V_R la que condiciona la maniobra de irse al aire. Recordemos por las condiciones que debe cumplir la V_R, que V_{LOF} tiene unos márgenes sobre la V_{MU}.

9.11. V_2. VELOCIDAD DE SEGURIDAD AL DESPEGUE

Recordando el último párrafo de las condiciones que debe cumplir V_R observamos que el valor de V_2 depende de V_R, o viceversa, de forma que a un incremento de V_R corresponderá un incremento de V_2, debiendo alcanzar ésta antes de llegar a los 35 pies de altura. En algunos aviones basta con sumar un número de kt determinado a la V_R hallada en los gráficos para obtener el valor de V_2, (por ejemplo, en el Caravelle).

Respecto a la velocidad de pérdida V_2 debe cumplir:

- Para aviones reactores puros independientemente del nº de motores y para aviones con hélices (turbohélices y motor alternativo) con 2 o 3 motores:

$$V_2 \geq 1,2\ V_S$$

- Para aviones con hélices (turbohélices y motor alternativo) con 4 o más motores:

$$V_2 \geq 1,15\ V_S$$

Respecto a la velocidad mínima de control en el aire debe ser para todos los aviones:

$$V_2 \geq 1,10\ V_{MCA}$$

V_2 es la velocidad con la que debe efectuarse la subida inicial (2º segmento) en caso de un motor inoperativo. Cuando se opera con todos los motores se sube a $V_2 + \Delta V$ *kt.; este* ΔV *suele ser de 10 kt, y dicha velocidad* de subida, $V_2 + \Delta V$ suele estar muy próxima a la que proporciona el mejor ángulo de subida.

De lo expuesto anteriormente se deduce que si estando con un motor inoperativo, la velocidad en el 2º segmento, por el motivo que fuere es superior a V_2, pero inferior a V_2 + 10 kt, es aconsejable mantener la velocidad y no recuperar V_2.

En general, con pesos bajos la V_S es pequeña y la condición que determina el valor de V_2 es la de $V_2 \geq 1,10\ V_{MCA}$, con pesos altos la V_S es grande y la condición que determina el valor de V_2 es la de $V_2 \geq 1,20\ V_S$ *(o si es el caso* $V_2 \geq 1,15\ V_S$*).*

9.12. VELOCIDAD MÁXIMA DE NEUMÁTICOS

Los neumáticos están construidos de modo que puedan soportar como máximo una cierta velocidad. En aquellos casos en que V_R, escogida de acuerdo con los criterios enunciados anteriormente fuera muy elevada, se podría sobrepasar la velocidad máxima de neumáticos, lo que no es permisible. Esto daría lugar a una limitación de peso al despegue.

Normalmente en los Manuales de Vuelo existe un gráfico para averiguar cuál es el peso máximo de despegue, para no sobrepasar el límite impuesto por la velocidad máxima de neumáticos.

9.13. RESUMEN DE LAS VELOCIDADES EN EL DESPEGUE

En la fig. 9.5, resumimos el orden en que se deben ir alcanzando las velocidades en el despegue de los aviones reactores y turbohélices.

9.14. DISTANCIA DE ACELERACIÓN-PARADA. D_S

Es la distancia de *a-p* de la cual hemos hablado en el apartado 9.4, que también es conocida como ASD (Acelerate Stop Distance), y que ahora se va a detallar más.

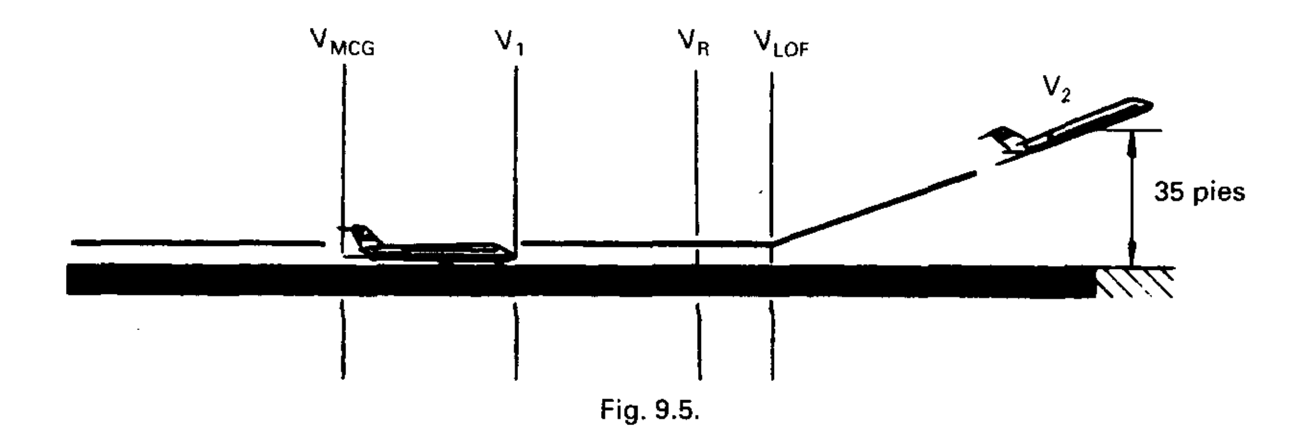


Fig. 9.5.

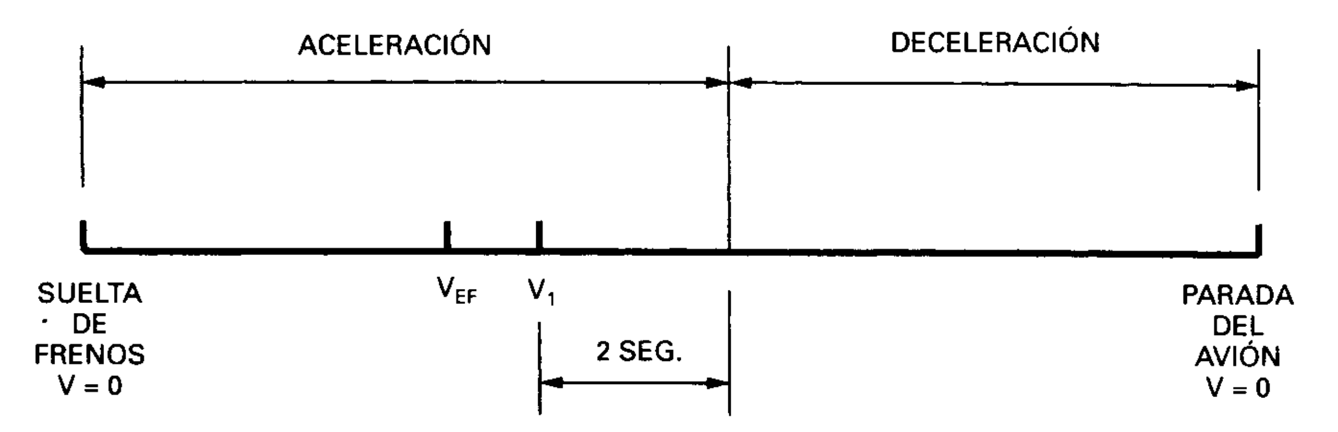
Según las normativas de las FAR y de las JAR, la distancia de aceleración-parada será la mayor de las dos distancias siguientes, 1) o 2):

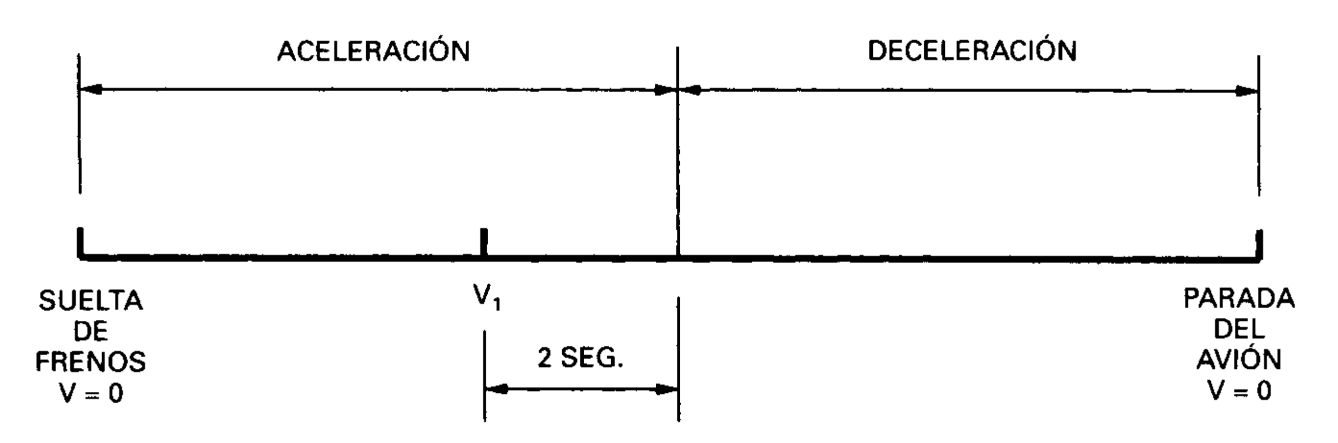
1. La suma de las distancias necesarias para:
   a) Acelerar el avión desde la suelta de frenos hasta una velocidad en la que se supone que ocurre el fallo del motor crítico, V_{EF}.
   b) Acelerar el avión desde V_{EF} hasta V_1 y continuar la aceleración durante 2 segundos después de alcanzar V_1.
   c) Detener completamente el avión, desde el punto alcanzado al final del período de los 2 s, suponiendo que el piloto no aplica ningún medio para frenar el avión hasta que ese punto se alcance.
2. La suma de las distancias necesarias para:
   a) Acelerar el avión desde la suelta de frenos hasta V_1 y continuar la aceleración durante 2 s despues de alcanzar la V_1, con todos los motores operativos.
   b) Detener completamente el avión, desde el punto alcanzado al final del período de los 2 s, suponiendo que el piloto no aplica ningún medio para frenar el avión hasta que ese punto se alcance y que todos los motores estan operativos.

En la determinación de estas distancias de *a-p*, fig. 9.6, se considera la utilización de todos los medios de frenado normales de frenado, siempre que se haya demostrado que son seguros y fiables y no requieran una destreza excepcional para frenar el avión. La reversa no se considera medio de frenado normal.

Los dispositivos de frenada que se suelen considerar son:

- Corte de los motores operativos a ralentí.
- Frenos de las ruedas (Manual o automático).
- Spoilers de tierra (Manual o automático).
- Otros no usuales en aviones civiles, como: deflexión de los flaps a una posición de alta resistencia etc.





ASD ES LA MAYOR DE LAS DISTANCIAS: (1) y (2)

Fig. 9.6.

Segun la normativa FAR actual los retardos considerados en el cálculo de las distancias anteriores son:

- Entre V_{EF} y V_1, el tiempo de reconocimiento de fallo de motor t_{REC}, Vid. 9.3.
- Activación del 1.^er dispositivo de frenada: 2 s después de alcanzar V_1.
- Activación del 2.° y 3.^er dispositivos de frenada, se activan secuencialmente con los correpondientes retardos demostrados en los ensayos en el caso de que las acciones las realice el piloto al mando.

Por ejemplo, el 2.° dispositivo se aplica a t_2 s después de activar el 1.°, si t_2 es el tiempo demostrado en ensayos de ASD entre las activaciones del 1.^er y 2.° dispositivos de frenada.

En el caso de que sea otro miembro de la tripulación el que los active, se debe sumar 1 s a los tiempos demostrados.

– Activación del 4.° dispositivo de frenadas y posteriores: se activan secuencialmente, pero sumando 1 s a los tiempos demostrados.

9.15. DISTANCIA DE DESPEGUE CON TODOS LOS MOTORES OPERATIVOS. D_{TO} *(n)*

Es el 115% de la distancia desde que se sueltan los frenos hasta que se alcanzan 35 pies de altura, suponiendo que todos los motores están operativos fig. 9.7.

9.16. DISTANCIA DE DESPEGUE CON UN MOTOR INOPERATIVO D_{TO} *(n-1)*

Es la distancia necesaria para acelerar hasta V_1 con todos los motores operativos, y suponiendo que en ese momento fuera reconocido el fallo del motor crítico, continuar acelerando con el resto de los motores hasta alcanzar 35 pies sobre la pista a V_2, fig. 9.7.

Cuando no se especifica, y se dice simplemente distancia de despegue, D_{TO}*, es el mayor de los dos valores.*

Recordemos que operando con criterio de pista compensado resulta

$$D_S = D_{TO}\ (n-1)$$

en donde $D_{TO}\ (n-1)$ es la distancia de despegue con un motor inoperativo.

9.17. LONGITUD MÍNIMA DE PISTA PARA EL DESPEGUE OPERANDO CON CRITERIO DE PISTA COMPENSADA

Es la mayor de la dos distancias siguientes

$$D_S = D_{TO}\ (n-1) \quad \text{o} \quad D_{TO}\ (n)$$

en donde $D_{TO}\ (n)$ es la distancia de despegue con todos los motores operativos.

En la fig. 9.7, se han representado estas tres distancias D_s, D_{TO}, con un motor inoperativo, y D_{TO} con todos los motores operativos.

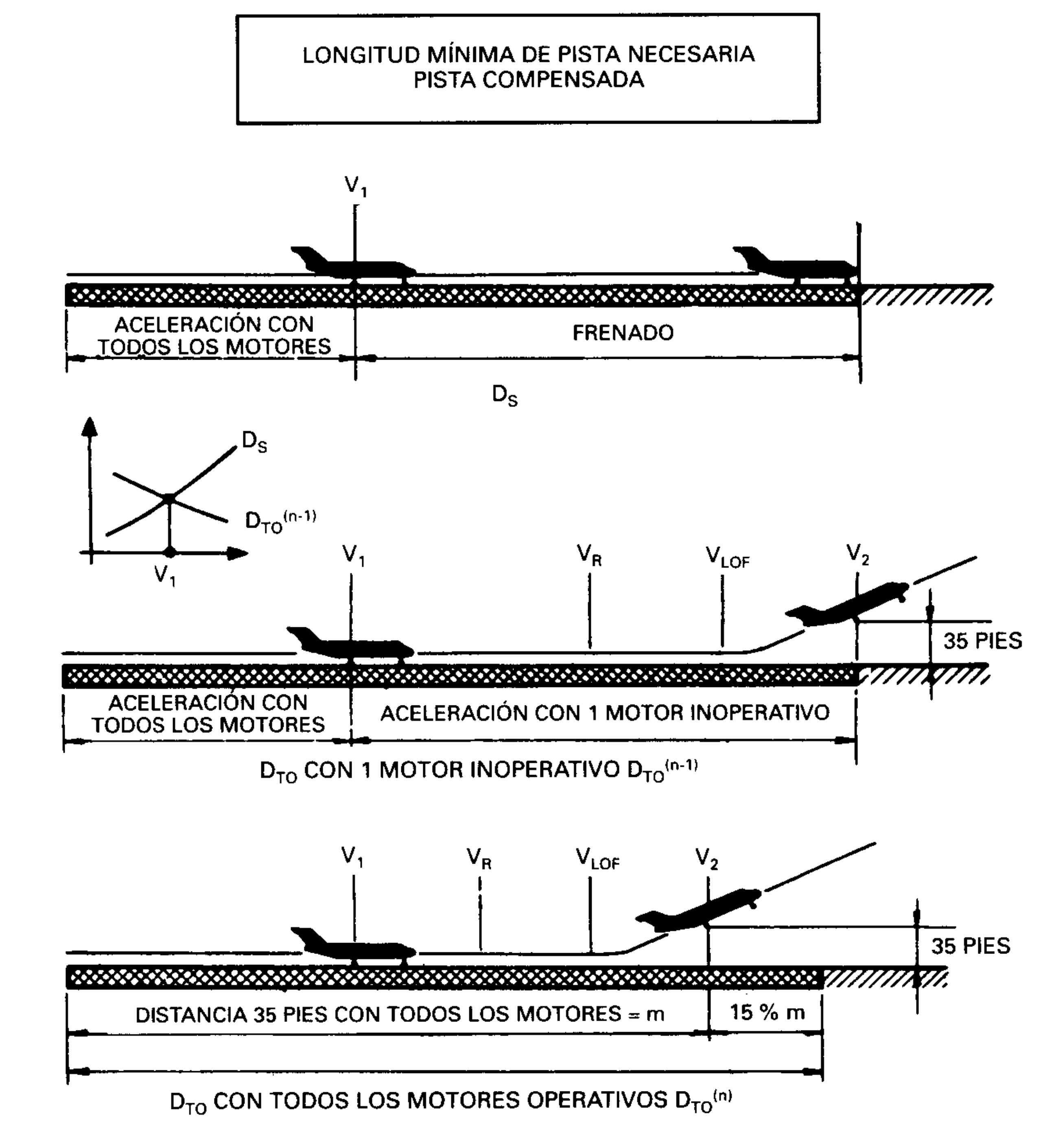


Fig. 9.7.

D_S Y D_{TO} CON UN MOTOR INOPERATIVO SON IGUALES $D_S = D_{TO}^{(n-1)}$

LA LONGITUD MÍNIMA DE PISTA ES LA MAYOR DE $D_S = D_{TO}^{(n-1)}$ ó $D_{TO}^{(n)}$

A priori no se puede predecir en un avión cuál de las dos longitudes será mayor, si la distancia de despegue con todos los motores operativos D_{TO} *(n)* o la distancia de despegue con un motor inoperativo en V_1, D_{TO} *(n-1)*. En los Manuales de Vuelo los constructores del avión tampoco suelen especificar cuál de las dos distancias es mayor, salvo en raras excepciones, como ocurre en el caso del Caravelle, en donde se indica que la mayor es la D_{TO} *(n-1)*. De todas formas no tiene mucho interés para el usuario este dato, ya que basta con saber que la longitud de pista necesaria que se encuentra tabulada en el Manual de Vuelo, es la mayor de las dos, D_{TO} *(n)* o D_{TO} *(n-1)*. Otras casas constructoras suelen indicar cuál de las dos distancias es mayor, pero lo hacen en publicaciones para instrucción del personal de vuelo o análogas, en las que generalmente los datos que se presentan carecen de validez oficial.

Examinando el problema en líneas generales, el fallo de un motor en un bimotor es mucho más importante, en cuanto a distancias recorridas, que el fallo en un cuatrimotor, significa la mitad y la cuarta parte del empuje respectivamente, luego podría pensarse que la D_{TO} *(n-1)* será mayor que la D_{TO} *(n)* en los aviones bimotores, sin que esto pueda considerarse como regla general. Por el contrario en los cuatrimotores sería mayor la D_{TO} *(n)* que la D_{TO} *(n-1)*.

La longitud de pista necesaria será función de: el peso, altitud presión, temperatura, pendiente de pista, viento, posición de flaps y sangrado del motor. Por último conviene resaltar que los gráficos de despegue que suministran las casas constructoras, están hechos suponiendo que si existe viento en cara, este es un 50% del realmente existente, y si es en cola un 150% del existente, ambos medidos a 10 m de altura.

Para el cálculo de las distancias de despegue y de aterrizaje que se suministran en el Manual de Vuelo, las Normas especifican que cuando el avión está moviéndose sobre la pista, el viento que actúa sobre él, además de estar factorizado con el 50% o el 150%, es el correspondiente a una altura igual a la MAC. Cómo el viento se mide a 10 m de altura, H_{10m}, es necesario extrapolar este valor del viento al que existiría a una altura igual a la MAC, H_{MAC}, multiplicando el valor del viento a 10 m por la relación

$$\left(\frac{H_{MAC}}{H_{10m}} \right)^{\frac{1}{7}}$$

En los aviones con motor alternativo según las FAR 121.177 se presentan las siguientes diferencias:

- No se considera que se puedan utilizar la zona de parada ni la zona libre de obstáculos, por tanto, la longitud de pista necesaria debe ser mayor o igual que la distancia de aceleración parada.
- La D_{TO} *(n-1)* se extiende hasta alcanzar 50 ft en vez de 35 ft, debiendo ser la longitud de pista necesaria mayor o igual que la D_{TO} *(n-1)*.

9.18. V_1 VARIABLE

El exceso de distancia que representa en algunos tipos de aviones la D_{TO} *(n)* sobre la D_{TO} *(n-1)*, significa que al dar el valor de V_1, como sabemos único, si se reconoce un fallo de motor en V_1 y paramos nos sobrará pista, la misma que si continuamos acelerando un motor menos hasta 35 píes de altura. Este exceso de pista que se tendría en el caso de fallo de un motor ha empezado a utilizarse, para dar una posible gama de valores a V_1, operando a pesar de ello con todas las condiciones de seguridad. Imaginemos que V_1 eran 125 kt., si rebajásemos el valor de V_1 hasta una velocidad tal, por ejemplo, 115 kt., que si fallase un motor en 115 kt. y se continuase el despegue, se alcanzasen los 35 pies al final de la pista disponible, la operación entonces sería segura, con la ventaja de que si decidiesemos frenar (a 115 kt.) nos sobraría pista en exceso. Por el contrario, si se aumentase el valor de V_1 a 137 kt., velocidad tal que si fallase un motor y decidiese frenar lo haría exactamente al final de la pista, la operación sería igualmente segura, con la ventaja de que si decidiésemos continuar el despegue y elevarnos a 35 pies, lo haríamos mucho antes del final de la pista. Observamos que en realidad podría darse en vez de un valor de V_1, una gama de valores para V_1 desde 115 a 137 kt. Esta posibilidad de poder elegir valores de V_1 dentro de un margen puede ser útil, en los casos en los que V_1 venía limitada por algún motivo, por ejemplo, la V_{MCG} era mayor, entonces se podrá permitir aumentar V_1 hasta $V_1 = V_{MCG}$; si la V_1 era muy alta y estaba limitada por la máxima absorción de energía de frenado, quizás podamos disminuir la V_1 (dentro del margen de valores que puede tomar) y desaparecer la limitación. Naturalmente una operación con valores de V_1 variable debe estar autorizada expresamente en el Manual de Vuelo.

En todo caso es conveniente que el valor V_1 no exceda el de criterio de pista compensada, en el ejemplo 125 kt., con el fin de conservar por lo menos el mismo margen de parada que existe operando con criterio de pista compensada. El valor mínimo de V_1 puede ser interesante en el caso de pistas mojadas.

9.19. ZONA DE PARADA (STOP-WAY)

La zona de parada es un área en la prolongación de la pista que al menos tiene la misma anchura que ésta, y construida de tal forma que su superficie pueda soportar el peso del avión sin causarle algún daño estructural. No se ha proyectado para su utilización normal, sino solamente para el caso de un despegue abortado; la zona de parada servirá entonces como una longitud adicional de pista, que el avión podría utilizar para su deceleración y frenado.

Si las características de la superficie de la zona de parada difieren apreciablemente de las de una pista de superficie lisa y dura, los datos de despegue deberán incluir los factores de corrección adecuados.

9.20. ZONA LIBRE DE OBSTÁCULOS (CLEARWAY)

Es un área en la prolongación del eje de la pista, que está libre de obstáculos, de forma que proporciona espacio adicional utilizable solamente para la subida, por ejemplo, una superficie de agua.

La zona libre de obstáculos (cuando existe), se considera que empieza al final de la pista, tanto si hay zona de parada, como si no la hay.

Debe cumplir los siguientes requisitos:

a) Tener una anchura no inferior a 150 m (500 pies).
b) Los obstáculos que existan, no deberán sobrepasar un plano que, empezando en el final de la pista, tuviera una pendiente del 1,25%. Solamente se permite que sobresalgan de este plano las luces de cabecera de pista, siempre y cuando la altura de las luces no sea superior a 26 pulgadas (66 cm) y estén situadas a cada lado de la pista. Independientemente de que haya o no zona de parada, la zona libre de obstáculos debe empezar al final de la pista, y debe estar bajo control de las autoridades del aeropuerto.

La zona libre de obstáculos que puede utilizarse no puede exceder la mitad de la longitud de pista.

9.21. CRITERIO DE PISTA NO COMPENSADA. USO DE LA ZONA DE PARADA

Vamos a estudiar por separado cada uno de los tres casos siguientes:

1.º Que sólo exista *zona de parada*.
2.º Que sólo exista *zona libre de obstáculos*.

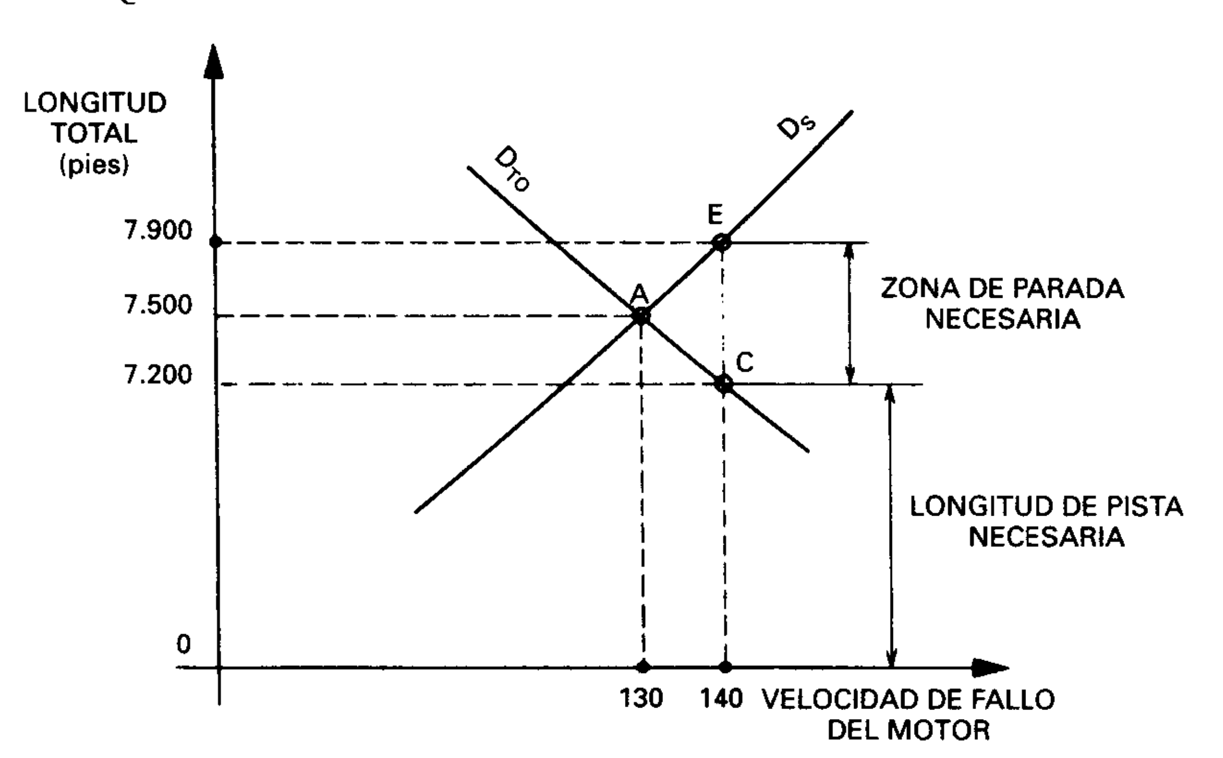


Fig. 9.8.

3.º Que haya *a la vez zona de parada y zona libre de obstáculos.*

Supongamos para fijar ideas que, operando con criterio de pista compensado, la D_{TO} *(n-1)* es mayor que la D_{TO} *(n)*, y para unas condiciones de despegue determinadas (peso, viento, temperatura, etc.), es V_1 = *130 kt* y se necesita una pista de longitud 7.500 pies fig. 9.8, siendo $D_{TO} = D_S$.

Sabemos que si aumentamos la velocidad de decisión, por ejemplo, a 140 kt, ya no estaremos operando con criterio de pista compensada y D_{TO} y D_S ya no serán iguales, $D_S > D_{TO}$; sean D_S = *7.900 pies* y D_{TO} = *7.200 pies.*

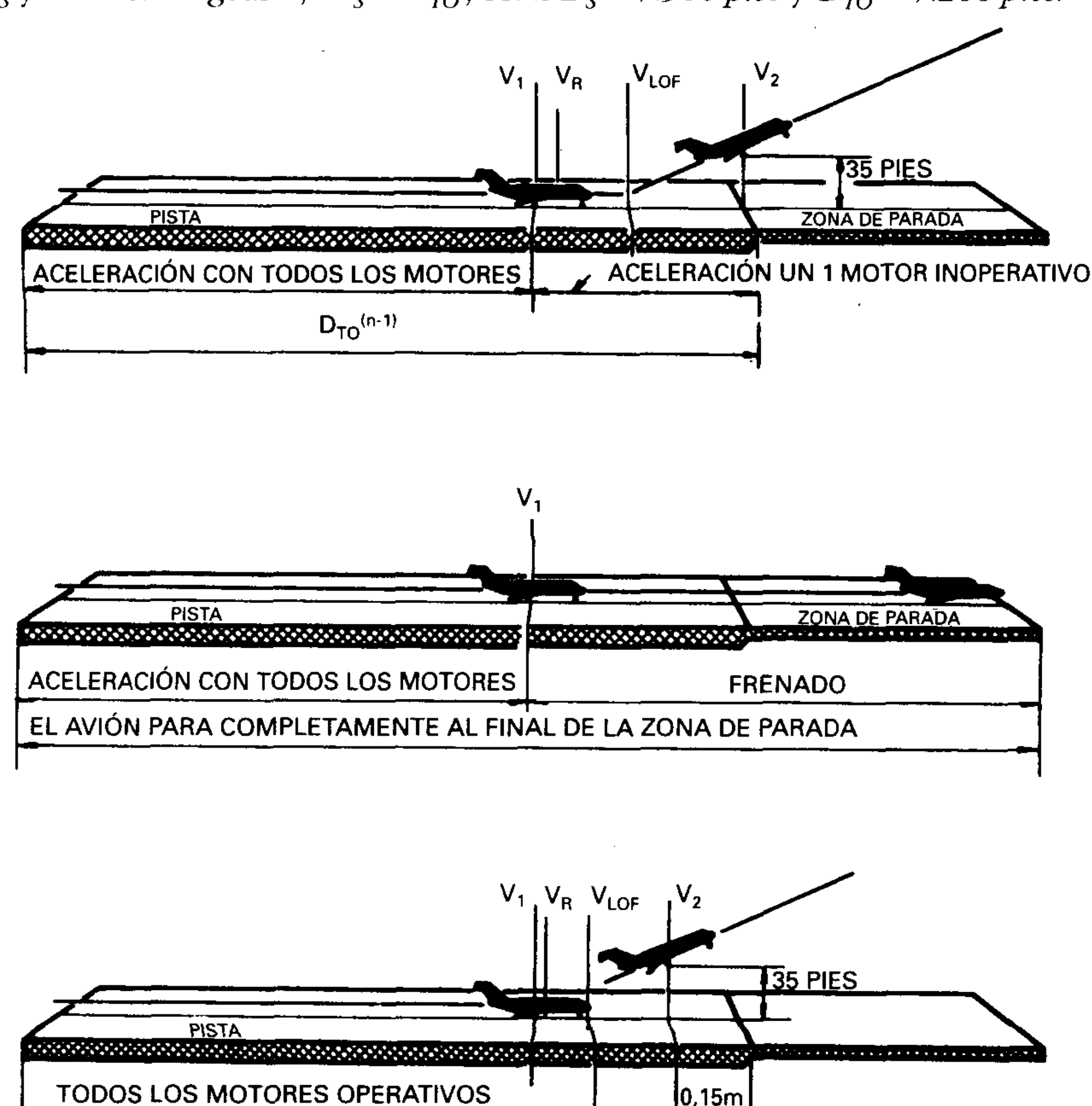


Fig. 9.9.

La operación será segura con V_1 = *140 kt*, siempre que tengamos una pista de por lo menos 7.200 pies, ya que si falla un motor en V_1 y se continúa el despegue se alcanzarán los 35 pies en 7.200 pies, y si además tenemos una zona de parada igual al tramo *CE* = *700 pies*, si se aborta el despegue, se recorrerán 7.900 pies, es decir, los 7.200 pies de pista más los 700 pies de la zona de parada, que se utilizan como sabemos solamente con ese fin.

Al utilizar sólo zona de parada la V_1 *aumenta respecto al valor que tendría con criterio de pista compensada.*

En la fig. 9.9 se representan las longitudes de pista y de zona de parada necesarias cuando falla un motor en V_1, así como la longitud de pista necesaria cuando todos los motores están operativos.

Longitud de pista $\geq D_{TO}$

Longitud de pista + Longitud de zona de parada $\geq D_S$

9.22. CARRERA DE DESPEGUE (TAKE-OFF RUN)

Antes de estudiar la utilización de la zona libre de obstáculos vamos a definir la carrera de despegue.

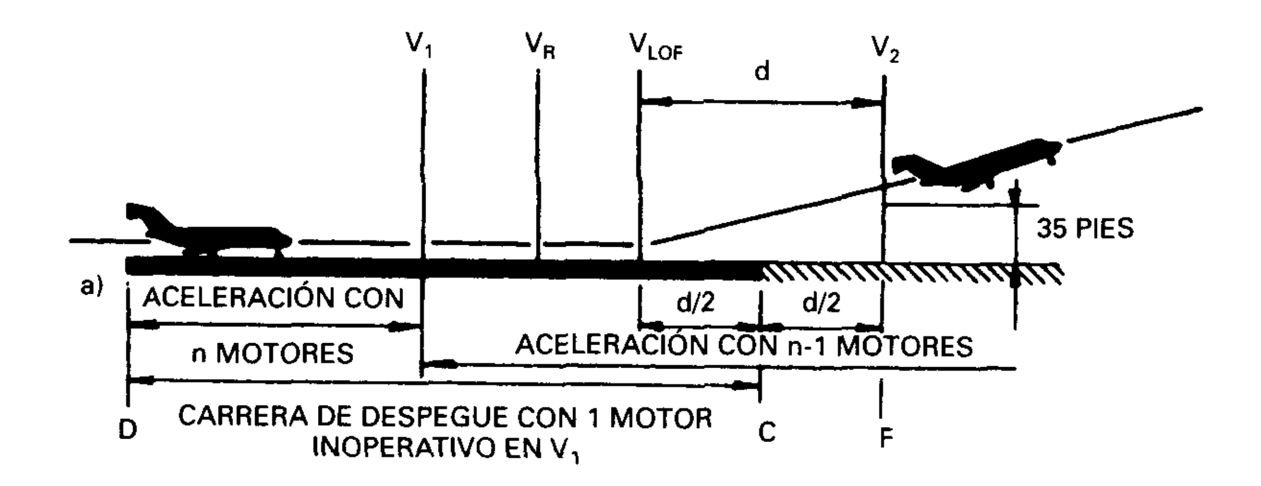
Es la mayor de las dos distancias siguientes:

a) Con un motor que ha fallado en V_1: La distancia horizontal que existe entre la suelta de frenos y un punto equidistante entre aquél en el cual se alcanza la V_{LOF} y el punto en el que el avión tiene 35 pies de altura.

b) Con todos los motores operativos: Es 1,15 veces la distancia horizontal que existe, desde la suelta de frenos, hasta un punto equidistante entre aquél en que se alcanza la V_{LOF} y el punto en el que el avión tiene 35 pies de altura.

En la fig. 9.10 se representan las dos distancias a) y b). Estas dos distancias se comprende fácilmente que no tienen por qué ser iguales.

Veamos ahora que sentido tiene la utilización de la carrera de despegue: pensemos el caso en el que fuera mayor la de un motor inoperativo. A partir de V_{LOF}, podría pensarse que ya no es necesaria la existencia de pista, siempre y cuando se reemplazara por una zona adecuada para volar, limpia de obstáculos, es decir, una zona libre de obstáculos. Para tener en consideración posibles diferencias en cuanto a la distancia recorrida hasta alcanzar V_{LOF} se exige que haya pista hasta el punto medio entre V_{LOF} y 35 pies, *DC*, y el resto hasta 35 pies, *CF* basta que sea zona libre de obstáculos.



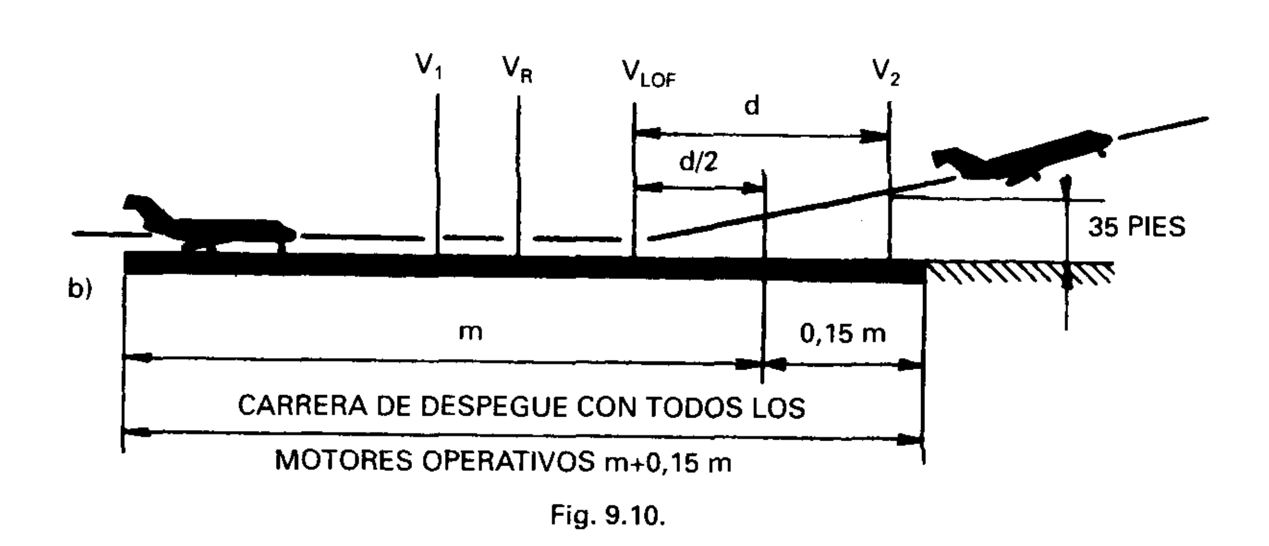


Fig. 9.10.

9.23. CRITERIO DE PISTA NO COMPENSADA. USO DE LA ZONA LIBRE DE OBSTÁCULOS

Debido a la existencia de esta zona, el avión podrá recorrer la mitad de la distancia entre el punto V_{LOF} y los 35 pies de altura fuera de la pista (sobre la zona libre de obstáculos).

Al no existir zona de parada, la distancia de aceleración-parada, deberá ser como máximo, igual a la longitud de pista disponible.

Sea 130 kt la V_1 operando con criterio de pista compensada fig. 9.11 y la longitud de pista necesaria con dicho criterio 7.500 pies y supongamos que la D_{TO} $(n\text{-}1) > D_{TO}$ (n). Si a la D_{TO} que viene dibujada en la fig. 9.11, se le resta la longitud *CF*, tendremos la carrera de despegue que aparece con trazo discontinuo. Sea 120 kt la velocidad de fallo de motor que corresponde al

punto de intersección de la carrera de despegue con la distancia de aceleración-parada, D_S, es decir, cuando:

$$D_S = \text{Carrera de despegue} = 7.000\ pies \text{ p. ej.}$$

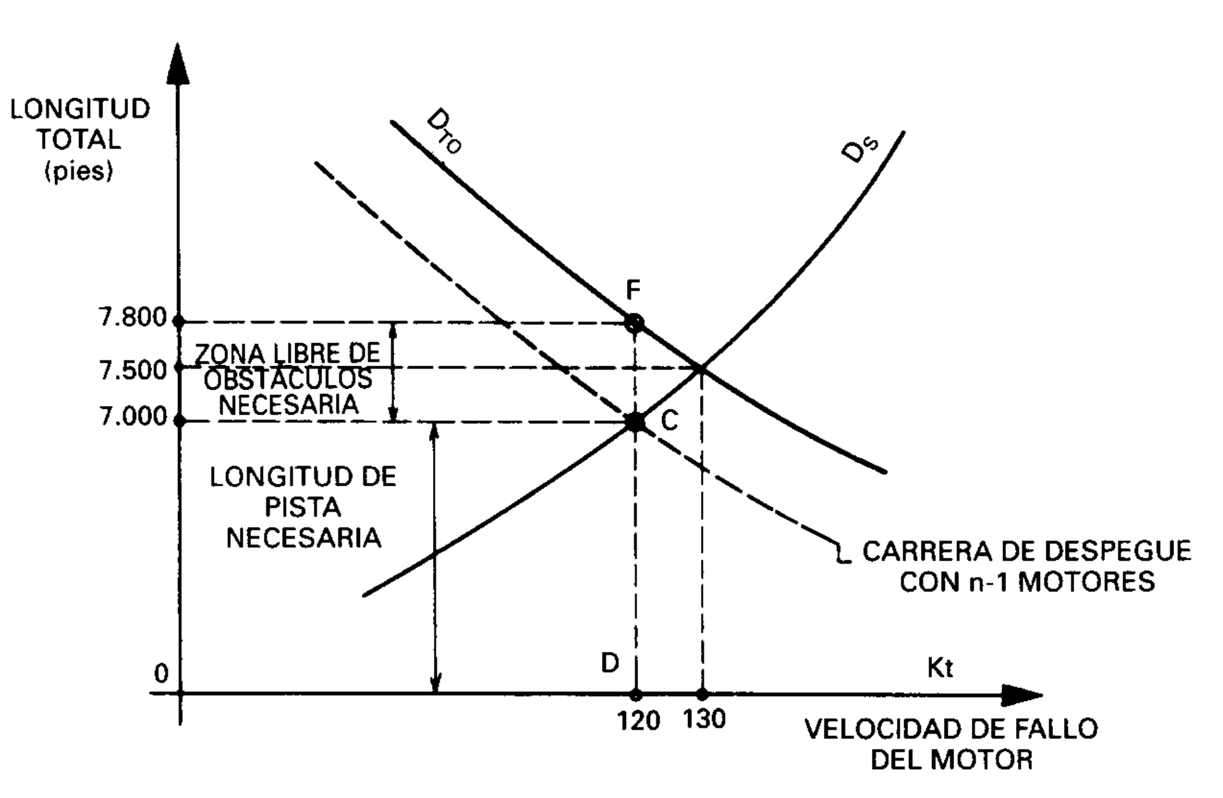


Fig. 9.11.

La operación será segura si se toma V_1 = *120 kt* y existe longitud de pista de 7.000 pies por lo menos, y una zona libre de obstáculos de 800 pies, ya que si falla un motor en V_1 = *120 kt* y se aborta el despegue el avión se detendrá al final de la pista, D_S = *7.000 pies,* y si decidimos continuar el despegue, cuando el avión alcance el final de la pista, estará ya en el aire en el punto medio entre V_{LOF} y 35 pies y el resto que le queda para alcanzar 35 pies es la zona libre de obstáculos. Como resumen:

Longitud de pista ≥ carrera de despegue.

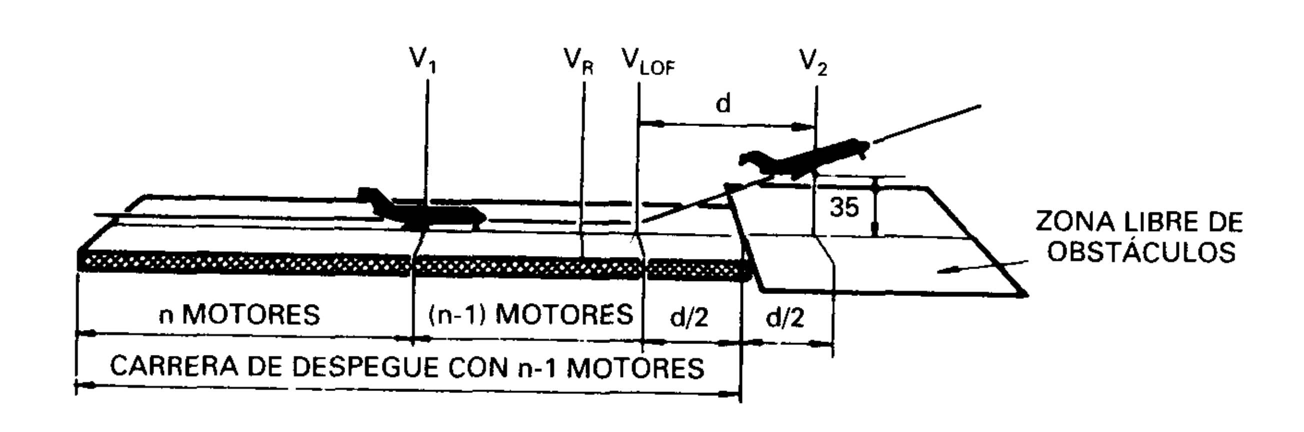
Longitud de pista ≥ distancia de aceleración-parada (D_S)

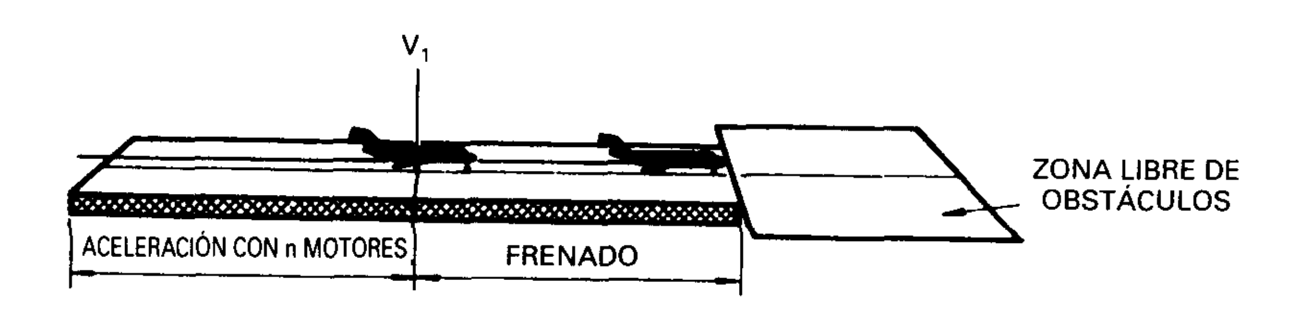
Longitud de pista + zona libre de obstáculos ≥ D_{TO}

Cuando se utiliza la zona libre de obstáculos la V_1 disminuye respecto al valor que tendría con criterio de pista compensada.

La máxima longitud utilizable de zona libre de obstáculos no puede ser mayor que la mitad de la distancia entre V_{LOF} y 35 pies con un motor inope-

rativo o 1,15 esa misma distancia con todos los motores operativos. El orden de magnitud de esta distancia suele ser de unos 200 metros.





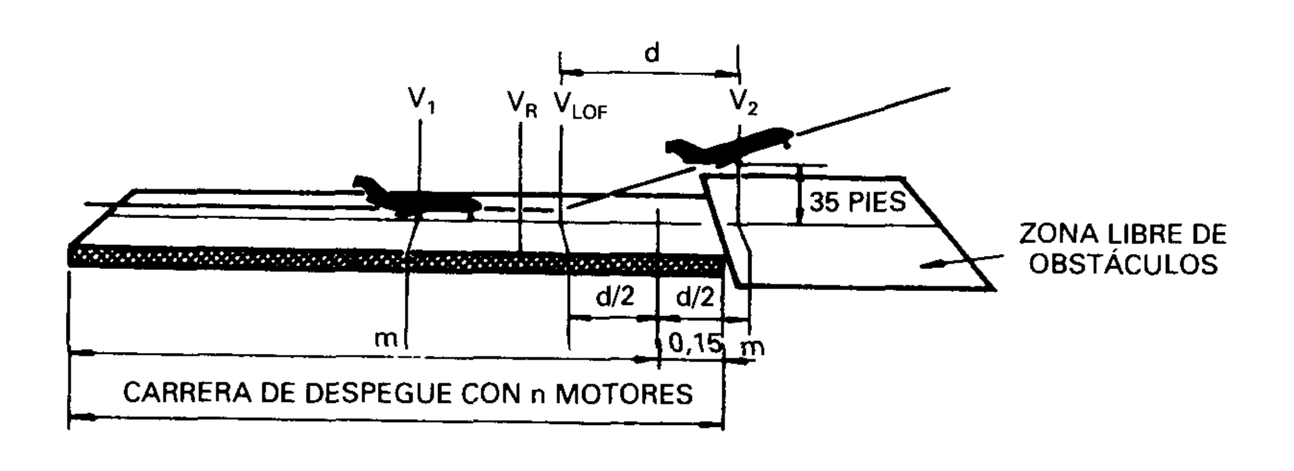


Fig. 9.12.

9.24. CRITERIO DE PISTA NO COMPENSADA. USO DE LA ZONA LIBRE DE OBSTÁCULOS Y DE LA ZONA DE PARADA

Una vez estudiados los dos casos anteriores, éste se explica fácilmente con la fig. 9.13.

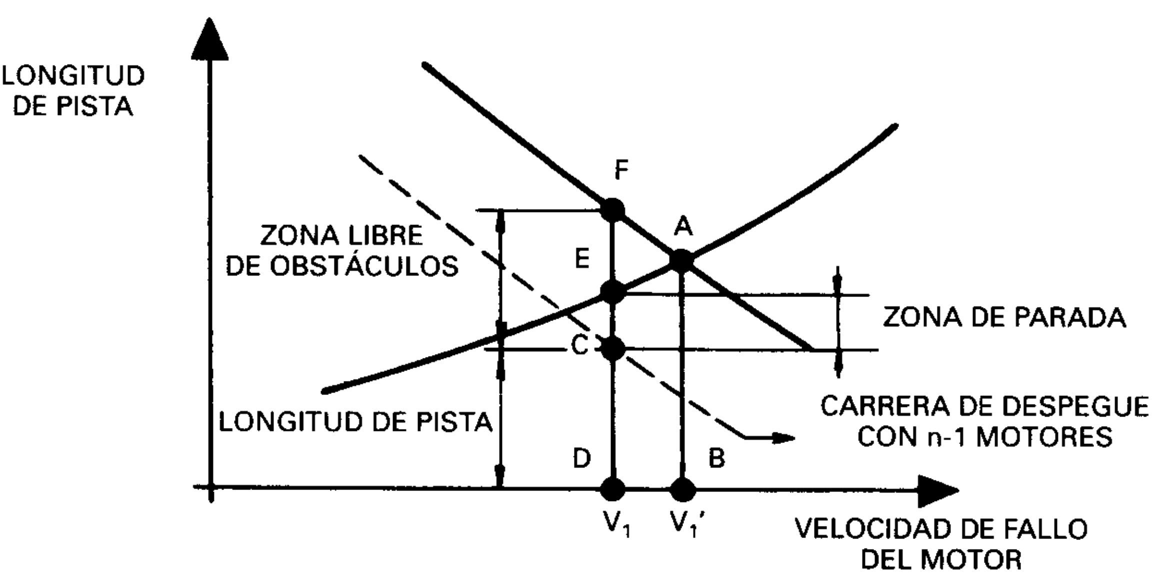


Fig. 9.13.

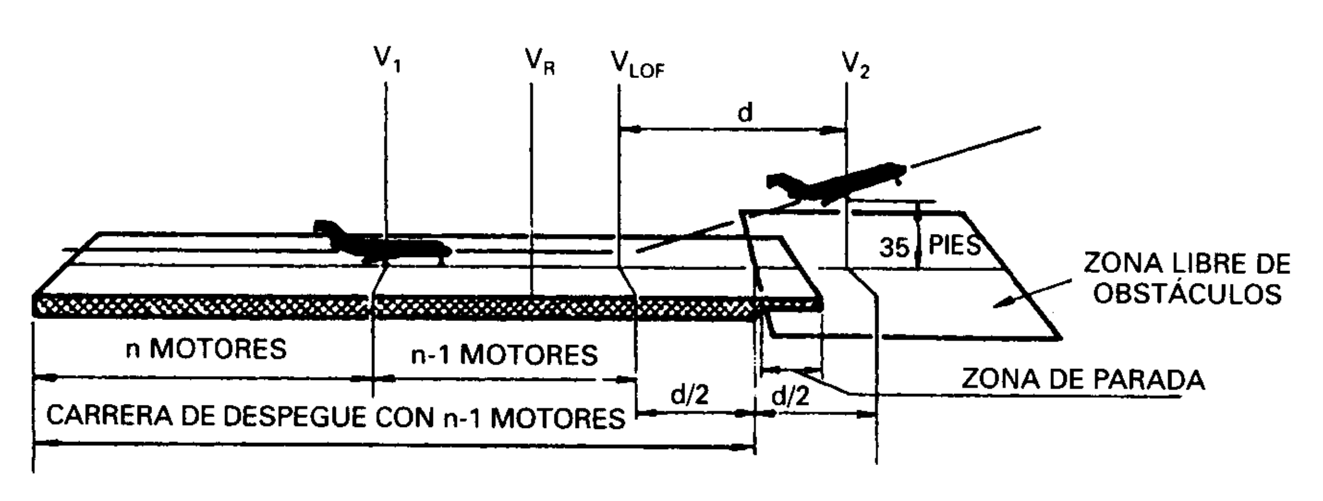
La nueva velocidad de decisión con criterio de pista no compensado es V_1, siendo V_1', la de criterio de pista compensada. La longitud de pista necesaria para el despegue sería *DC*, la zona de parada necesaria *CE* y la zona libre de obstáculos *CF*. Véase también fig. 9.14.

En el caso de existencia de zona libre de obstáculos y de zona de parada se puede utilizar también una velocidad de decisión igual a la de criterio de pista compensada, es decir, se podría operar con criterio de pista compensada. Para ello, la longitud de la zona libre de obstáculos *CA* y la longitud de la zona de parada deberán ser iguales (sin exceder la longitud máxima de clearway utilizable) fig. 9.15.

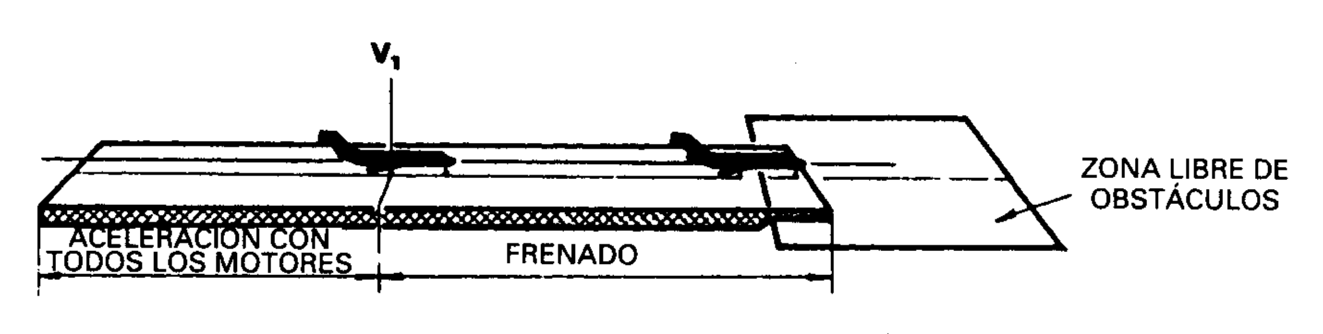
9:25. DISTANCIAS DECLARADAS. RESUMEN

OACI exige que las autoridades aeronáuticas de cada país proporcionen los datos necesarios para que los explotadores puedan cumplir las limitaciones de utilización de aerodrómo. Entre los datos más significativos están las longitudes TORA, TODA, ASDA y LDA, así como las cartas de obstáculos tipos A, B y C.

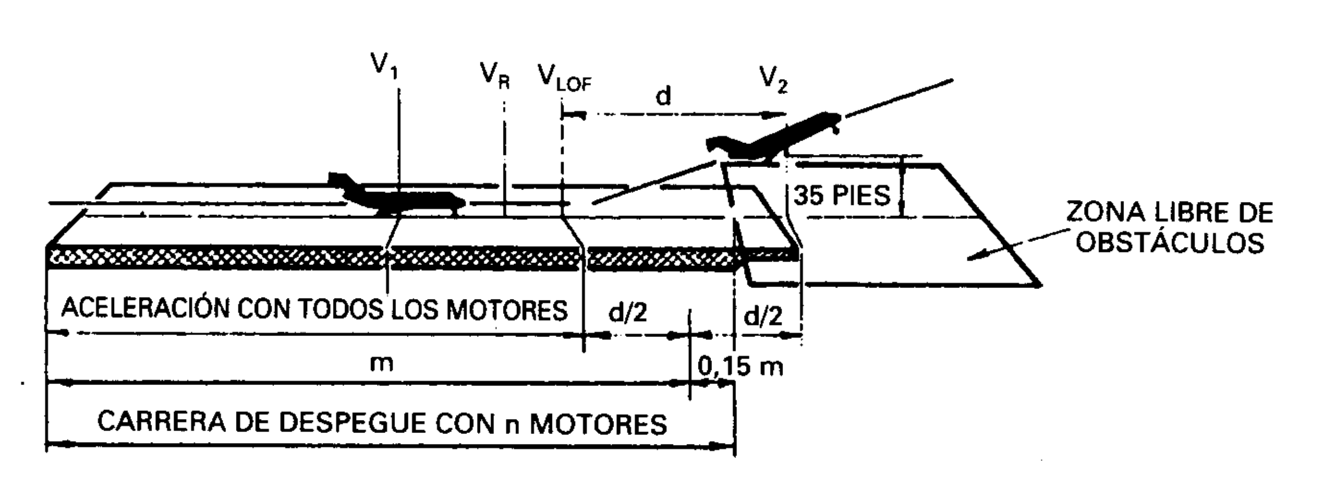
Estas longitudes TORA, TODA, ASDA y LDA se conocen con el nombre de *distancias declaradas*.



V1
VR
VLOF
V2
d
35 PIES
ZONA LIBRE DE OBSTÁCULOS
n MOTORES
n-1 MOTORES
ZONA DE PARADA
d/2
d/2
CARRERA DE DESPEGUE CON n-1 MOTORES



V1
ZONA LIBRE DE OBSTÁCULOS
ACELERACIÓN CON TODOS LOS MOTORES
FRENADO



V1
VR
VLOF
d
V2
35 PIES
ZONA LIBRE DE OBSTÁCULOS
ACELERACIÓN CON TODOS LOS MOTORES
d/2
d/2
m
0,15 m
CARRERA DE DESPEGUE CON n MOTORES

Fig. 9.14.

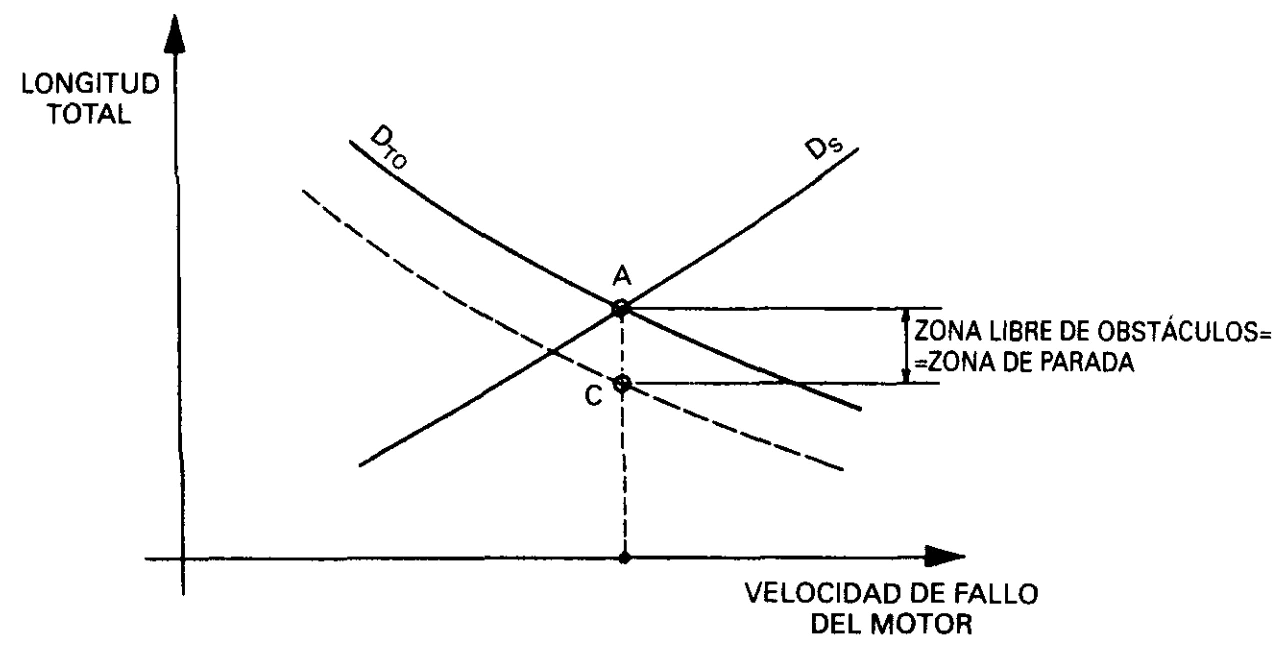


Fig. 9.15.

TORA (Take Off Run Available): La carrera de despegue disponible es la longitud de pista que se ha declarado disponible y adecuada para el recorrido en tierra del avión en el despegue (la longitud de la pista).

TODA (Take Off Distance Available): La distancia de despegue disponible es la longitud de pista disponible (TORA) más la longitud de la zona libre de obstáculos, si la hubiere.

ASDA (Accelerate Stop Distance Available): La distancia de aceleración parada disponible es la longitud de pista disponible (TORA) más la longitud de la zona de parada, si la hubiere.

LDA (Landing Distance Available): La distancia de aterrizaje disponible es la longitud de pista que se ha declarado disponible y adecuada para el recorrido en tierra de un avión cuando aterrice. (Normalmente será también la longitud de la pista).

TORA = Longitud de pista ≥ carrera de despegue.

ASDA = Longitud de pista + Long. zona de parada ≥ D_S.

TODA = Longitud de pista + Long. zona libre de obstáculos ≥ D_{TO}.

No sólo se utilizará el criterio de pista no compensada en el caso de existencia de zona libre de obstáculos y de zona de parada, sino que se podrá utilizar también cuando la longitud de pista disponible sea mayor que la necesaria operando con criterio de pista compensado. Veamos los siguientes ejemplos.

En situaciones de pesos y altitudes pequeñas V_1 será baja con pista compensada y podría ocurrir que no se cumpliera $V_1 \geq V_{MCG}$, por lo que habría que aumentar el valor de V_1 hasta que fueran iguales. Al aumentar V_1 se necesitaría más pista que con criterio de pista compensada por aumentar la D_S.

Otro caso parecido ocurre con pesos pequeños por la condición $V_2 \geq 1{,}1\ V_{MCA}$, que exigiría aumentar el valor de V_2.

En situaciones de peso grande V_1 sería elevada y pudiera no cumplirse $V_1 \leq V_{MBE}$. Se debería entonces disminuir V_1 con lo que la D_{TO} aumentaría respecto a la de pista compensada y también se necesitaría más pista. También con pesos elevados pudiera resultar que los valores de V_1 y V_R, para criterio de pista compensada, fueran tales que V_1 excediera a V_R, lo que haría necesario disminuir V_1 y pasar a operar, por tanto, con criterio de pista no compensada.

9.26. SENDA DE DESPEGUE. SEGMENTOS

La senda de despegue (Take off path), comienza desde el momento de la suelta de frenos hasta que el avión alcanza:

a) Al menos 1.500 ft sobre la pista (altura media) y

b) La configuración y velocidad de subida en ruta.

El fabricante del avión debe determinar el despegue de una forma continua, utilizando los datos registrados en las pruebas de despegue con un motor inoperativo o bien dividirle en una serie de segmentos o tramos.

Lo habitual es dividirle en segmentos, el nº de segmentos queda a opción del fabricante con tal de que cumplan que: deben estar claramente determinados y corresponder a distintos cambios en la configuracion, empuje (o potencia) o velocidad.

Los segmentos en que se suele dividir el despegue (aunque repetimos que algún fabricante puede escoger otros diferentes) son:

1.er Segmento

Empuje o potencia de despegue (1 motor inoperativo).
Tren fuera (o replegándose).
Flaps en posición de despegue.
Respecto a la velocidad depende de cual de las dos opciones siguientes determine el fabricante en cuanto al principio de este segmento:

a) Empieza cuando el avión despega las ruedas del suelo. La velocidad variará de V_{LOF} a V_2.

b) Empieza a 35 ft de altura. La velocidad es V_2.

2.º Segmento

Empieza en el momento en que el tren está completamente recogido.
Empuje o potencia de despegue (1 motor inoperativo).
Tren dentro.
Flaps de despegue.
Velocidad V_2.

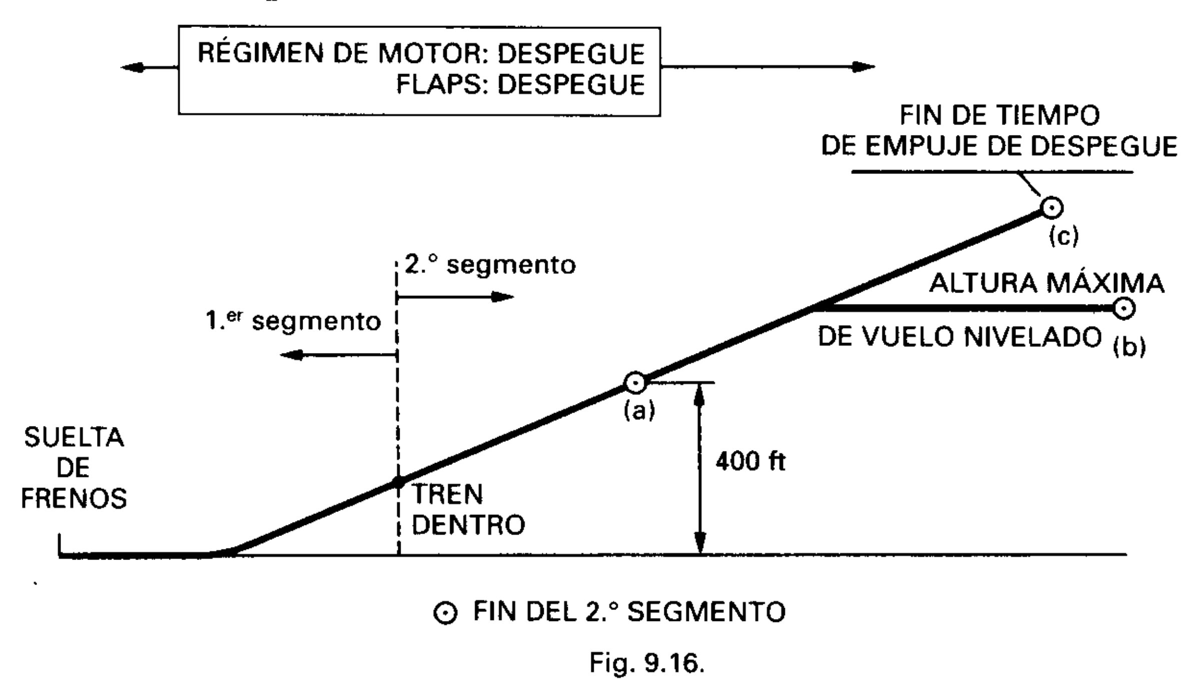


Fig. 9.16.

Como se puede apreciar el cambio que existe del 1.er al 2.° segmento corresponde a uno en configuración del avión: retracción del tren y, si es el caso, abanderamiento automático de la hélice.

El 2.° segmento puede acabar, fig. 9.16:

a) Como mínimo a 400 ft de altura sobre la pista.

b) En la máxima altura de vuelo nivelado (Maximun level off height), que se define como aquella altura máxima a la que el avión es capaz de dejar de subir, acelerar hasta la velocidad de meter flaps y slats y continuar acelerando hasta la velocidad de segmento final dentro del tiempo límite durante el cual se puede disponer del empuje o potencia de despegue. (Dicho tiempo límite es normalmente 5 minutos y en algunos aviones 10 minutos, este tiempo se suele empezar a contar a partir de la suelta de frenos).

c) (2.° Segmento extendido.) En la máxima altura que puede obtenerse subiendo, dentro del tiempo del que se puede disponer del empuje o potencia de despegue (5 o 10 minutos). El factor más importante para determinar en cada caso cuando debe acabar el 2.° segmento es el del despeje de obstáculos. Este caso de 2.° segmento extendido puede

utilizarse para evitar penalizaciones de peso por el despeje de obstáculos cuando estos son más altos que la máxima altura de vuelo nivelado. *En el caso de utilizarlo hay que tener especial cuidado de que el gradiente de subida del avión en el segmento final sea mayor que el necesario para asegurar que el avión sea capaz de acelerar a una altitud superior a la máxima altura de vuelo nivelado hasta la velocidad de retracción de flaps y slats y, posteriormente, hasta la velocidad de segmento final, utilizando empuje (potencia) máximo continuo en lugar de empuje (potencia) de despegue.*

3.er Segmento (aceleración)

Es aquella parte de la senda de despegue en la que el avión se acelera en vuelo nivelado primero para recoger los flaps y slats a las velocidades correspondientes y segundo para alcanzar la velocidad del segmento final. En ningún momento la velocidad será inferior a 1,2 V_{S1}.

La altura del vuelo nivelado durante la aceleración depende del análisis del despeje de obstáculos, como mínimo deben ser 400 pies, y como máximo, si no se está utilizando el 2.° segmento extendido, la ya definida como altura máxima de vuelo nivelado. (Podríamos definir también esta altura como la máxima a que se puede llegar en el 2.° segmento para que se llegue al principio del segmento final en el tiempo límite de uso del empuje o potencia de despegue).

El empuje en este segmento (potencia) puede ser el de despegue o el máximo continuo, normalmente se utiliza el de despegue. Lo que en ningún caso se suele hacer es el cálculo de la trayectoria con cambio de empuje (potencia) a mitad del segmento.

Segmento final

Este segmento comprende desde el momento en que se han metido los flaps y se ha alcanzado la velocidad del segmento final y hasta una altura de 1.500 ft como mínimo. El empuje o la potencia es el máximo continuo y la velocidad de segmento final es $V \geq 1{,}25\ V_{S1}$.

En el caso de que el 3.er segmento se realice a una altura superior a 1.500 ft, el segmento final no existe, y la senda de despegue termina al final del 3.er segmento

En la determinación del primer segmento se considera que desde V_{LOF} hasta empezar a recoger el tren transcurren 3 segundos, que es un valor medio del tiempo que transcurre hasta que se conoce que existe *R/C* positivo. El tiempo que dura la recogida del tren se obtiene de ensayos, teniendo en cuenta que un motor está inoperativo y, por tanto, también una bomba hi-

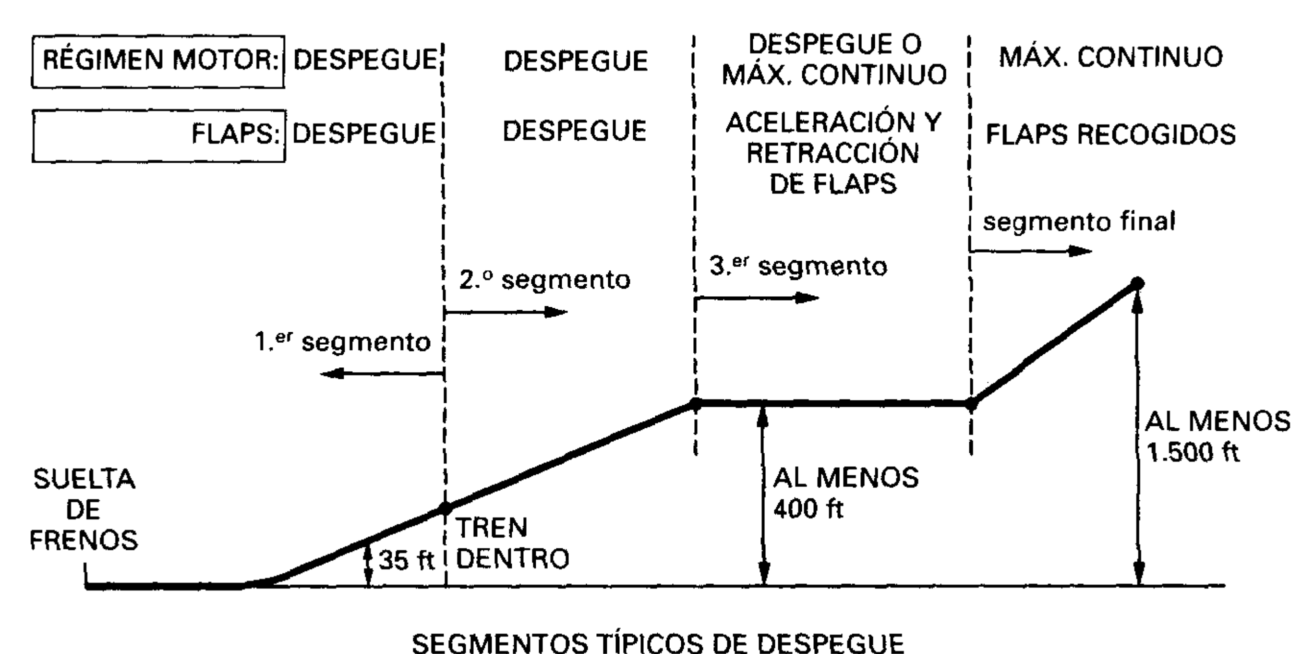


Fig. 9.17.

dráulica. Esta última consideración no es necesario hacerla en los aviones en los que en el caso de fallo de una bomba hidráulica pasa automáticamente a funcionar otra. Varía según tipo de aviones de 7 a 20 seg.

Las normas especifican que el peso en cada uno de los segmentos debe corresponder a la condición más crítica que prevalece en cada uno. Por tanto, en el primer segmento, el peso a considerar debe ser el que tenga el avión en el momento en que empieza a recoger el tren. En el segundo, el que existe cuando el tren está completamente recogido. En el de aceleración, el que existe en el momento en que empieza dicho segmento. En el final, el que existe al final de la senda de despegue (Según las FAR y JAR 25).

(Véase NOTA IMPORTANTE al final del apartado siguiente.)

9.27. LIMITACIONES IMPUESTAS POR LOS REQUISITOS DE SUBIDA EN LOS SEGMENTOS

Durante la subida inicial, definida por los segmentos, el avión debe cumplir unos requisitos que son los siguientes.

1.er segmento.–La pendiente de la trayectoria de subida, deberá ser:

Para aviones bimotores: positivo.
Para viones trimotores: mayor que 0,3%.
Para aviones cuatrimotores: mayor que 0,5%.

Este requisito no suele ser limitativo del peso del avión, ya que normalmente le cumplen con bastante margen. El aumento de resistencia que supone el tren fuera, se contrarresta en exceso por el valor pequeño de gradiente de subida requerido.

2.° segmento.– La pendiente de subida deberá ser al principio del segundo segmento:

mayor o igual que 2,4% para aviones bimotores
mayor o igual que 2,7% para aviones trimotores
mayor o igual que 3% para aviones cuatrimotores

El efecto beneficioso del efecto del suelo no se permite tenerle en consideración en ninguno de los requisitos de *gradientes* de despegue (ni de aproximación o aterrizaje).

Segmento final: Al final de la senda de despegue, una vez que el avión ha terminado la fase de aceleración y está en configuración de en ruta, deberá ser capaz de subir con una pendiente:

mayor o igual que 1,2% para aviones bimotores
mayor o igual que 1,5% para aviones trimotores
mayor o igual que 1,7% para aviones cuatrimotores

y con una velocidad mayor o igual que 1,25 V_{S1}.

(OACI establece unas pendientes de 1,2, 1,4 y 1,5% respectivamente, y con una velocidad igual o superior a 1,2 V_{S1}) (Vid. 9.26).

Es interesante observar: 1) que el requisito de subida en el 2.° segmento es al principio del mismo (tren recogido); 2) que según la FAR y las JAR 25.111 (c) (3) por encima de los 400 pies de altura la pendiente de subida disponible será por lo menos 1,2%, 1,5% o 1,7% (según el número de motores), y 3) que según la FAR y las JAR 25.121 (c) se exige que al final de la senda de despegue, término del segmento final (y, por tanto, empuje máximo continuo), la pendiente de subida tenga al menos esos mismos valores.

El requisito más fuerte de subida suele ser el que se impone al segundo segmento, siendo frecuente que para poder cumplirle sea necesario reducir el peso al despegue (aunque la longitud de pista permita un despegue con pesos muy superiores). Algunas veces puede ser más limitativa la condición del segmento final que la del segundo; recuérdese que en el segmento final el empuje es máximo continuo.

Las condiciones en las cuales es posible que sea necesario reducir peso al despegue por no poder cumplir con las condiciones de segundo segmento o segmento final, son las de presión altitud y temperatura elevadas. La posición de los flaps influye de modo que a mayor deflexión de flaps, menor ángulo de subida. La reducción de empuje que significa el sangrado de mo-

tor, para sistemas de antihielo o aire acondicionado, influye desfavorablemente y es necesario tenerla en consideración.

En el Manual de Vuelo de cada avión existen gráficos en donde entrando con presión altitud, temperatura y posición de flaps se obtiene el peso máximo con el que se puede despegar para cumplir con las condiciones impuestas en los segmentos.

NOTA IMPORTANTE: En el apartado anterior hemos especificado cuales son los pesos que se deben considerar en cada segmento, es costumbre en los MANUALES DE VUELO presentar los datos referidos al peso en el momento de la suelta de frenos, de forma que se entre con el peso de despegue (TAKE-OFF GROSS WEIGHT).

La normativa de este apartado es común a las FAR y a las JAR.

9.28. SENDA NETA DE DESPEGUE. DESPEJE DE OBSTÁCULOS

El avión debe sortear los obstáculos que existan en la trayectoria de vuelo de despegue con un margen determinado y un motor inoperativo. Para el despeje de obstáculos se toma como referencia una trayectoria de despegue obtenida a partir de la que realmente sigue el avión y denominada *senda neta*.

La *senda neta* empieza al final de la D_{TO}, es decir, a 35 pies de altura y se obtiene calculando la senda que realmente sigue el avión reduciendo en cada punto su pendiente de subida en un tanto por ciento. Esta reducción depende del número de motores que tiene el avión y es:

0,8% para los bimotores.
0,9% para los trimotores.
1% para los cuatrimotores.

En la determinación de la senda de vuelo del avión sí está permitido considerar el beneficio del efecto del suelo hasta el punto en que el tren esté recogido.

Durante el segmento de aceleración se puede aplicar la reducción anterior a la aceleración del avión durante el vuelo nivelado.

De lo expuesto anteriormente, se deduce que al construir la senda neta, la distancia horizontal recorrida es igual a la distancia horizontal recorrida por la senda real, fig. 9.18, durante el tramo de subida correspondiente al primero y segundo segmentos. En el segmento de aceleración la distancia horizontal es mayor en la senda neta que en la real, ya que la aceleración se reduce en el tanto por ciento equivalente. Como regla de tipo general podemos aplicar lo siguiente:

Un 1% de reduccion en ángulo de subida equivalente a una reducción de 0,19 kt/seg. en aceleración. Para evitar esta corrección, se puede no nivelar en el final del segundo segmento, y subir con un 1% (n-1 motores), de modo que la senda neta sería horizontal y la distancia horizontal sería la misma. (La fig. 9.18 corresponde a una senda de vuelo típica de un cuatrimotor.)

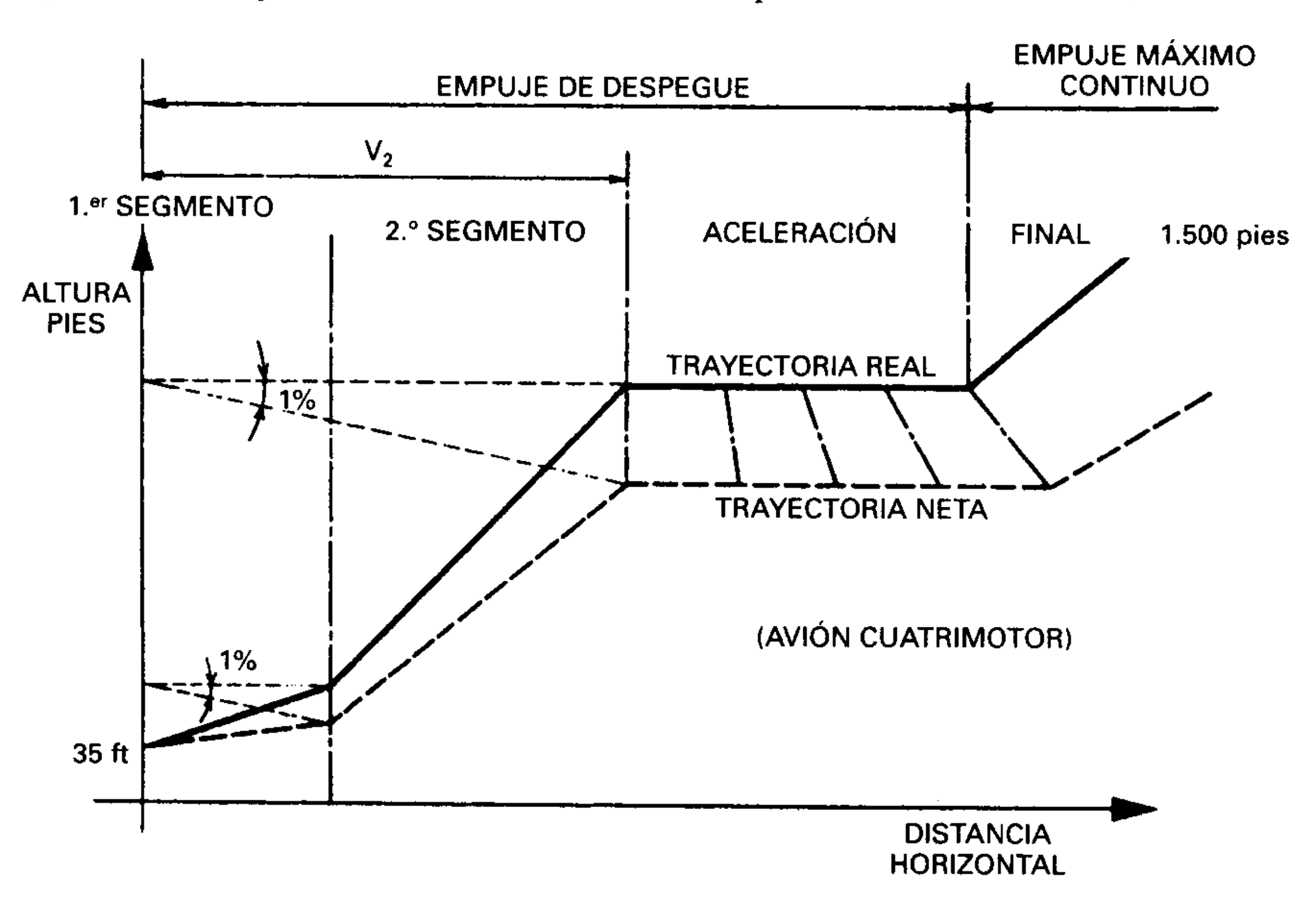


Fig. 9.18.

No existe ninguna especificación con todos los motores operativos ya que se supone que todos los procedimientos operativos serán tales que la senda de despegue en este caso estará situada por encima de la correspondiente a un motor inoperativo.

Según las FAR la senda neta debe franquear todos los obstáculos bien con una altura de al menos 35 pies (10,7 m) verticalmente, o bien por lo menos 200 pies horizontalmente dentro de los límites del aeropuerto o 300 pies fuera de estos límites. Se supone que para estos fines de despeje de obstáculos el avión no realizará ningún viraje hasta que la senda neta alcance por lo menos 50 pies (15 m) de altura sobre los obstáculos, y que después la máxima inclinación lateral no superará 15°. Para el cálculo se deben utilizar correcciones por pendiente de pista, presión, temperatura y viento en el momento del despegue. Así, por ejemplo la distancia horizontal en el 3.er segmento se debe corregir por viento.

En los aviones con motor alternativo, según las FAR 121.177, el margen para franquear los obstáculos verticalnente dentro de los límites del aeropuerto son 50 ft en lugar de 35 ft.

El radio del viraje viene expresado por:

$$R = \frac{V^2}{37{,}05 \cdot tg\,\varphi} \text{ en metros}$$

En donde V es la TAS en kt y φ el ángulo de inclinación lateral (Vid apartado 6.19).

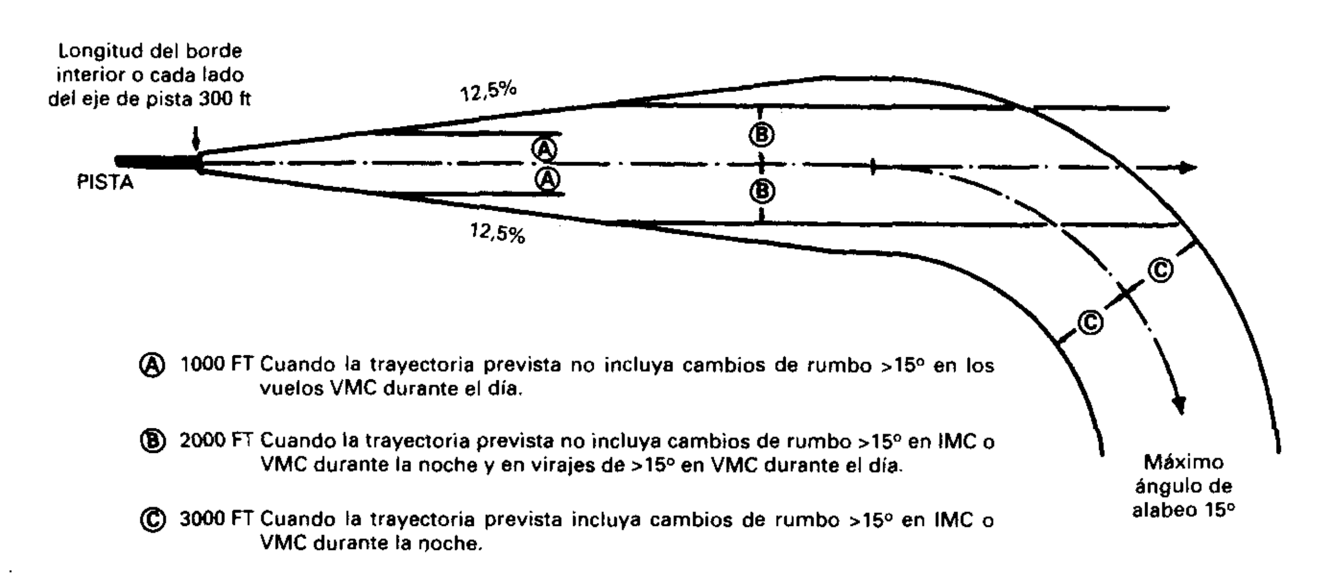


Fig. 9.19.

El viento aumenta o disminuye (según sea en cara o en cola) el ángulo de subida respecto al suelo, o lo que es lo mismo, disminuye o aumenta las distancias horizontales recorridas. La corrección por viento se manifiesta en los Manuales de Vuelo como una traslación horizontal del obstáculo.

El problema de despeje de obstáculos depende de la altura de éste y de su distancia al final de la pista, y en cada caso el piloto debe conocer el perfil del vuelo a seguir.

Si la senda neta no cumpliera con la condición de sortear el obstáculo con 35 pies, es necesario efectuar una reducción de peso al despegue, que a su vez proporciona una reducción en la distancia de pista, hecho que puede utilizarse para que la corrección de peso sea mínima.

La reglamentación de OACI especifica que la senda neta debe franquear todos los obstáculos localizados en el sector de despegue con al menos 35 ft (10,7 m). El sector de despegue, fig. 9.19, empieza al final de la pista con

una anchura de 300 ft (90 m) a cada lado del eje de la pista y continúa con una divergencia de aproximadamente 7,1° (equivalente a un incremento de 0,125 D en cada punto) (siendo D la distancia del punto al final de la pista), y hasta un máximo de 1.000 ft (300 m), 2.000 ft (600 m) o 3.000 ft (900 m) dependiendo de que sean condiciones VMC, IMC, vuelos nocturnos o diurnos y cambios en rumbo mayores o menores de 15°. Si con el fin de evitar los obstáculos con los márgenes especificados es necesario alabear el avión, se supone que esto no se efectuará hasta que el margen vertical entre la senda neta y los obstáculos sea de 50 ft (15 m) y que el alabeo del avión no será superior a 15°.

9.29. V_2 VARIABLE

Hasta ahora hemos venido considerando que la V_2 era única y se conseguía a, o antes, de los 35 pies, y en caso de fallo de motor, era la velocidad con la que se debía efectuar la subida inicial. Algunos constructores de aviones dan la posibilidad de escoger los valores de V_2 dentro de un margen. ¿Qué significa aumentar el valor de V_2? Primero que la V_R también será mayor y, por tanto, la longitud de pista necesaria para el despegue aumenta, y segundo que el ángulo de subida en el segundo segmento será mayor, lo que siempre es conveniente. Puede haber inconvenientes para un aumento excesivo de V_2 por la máxima velocidad que pueden soportar los neumáticos. En el caso de disponer de una pista larga es muy deseable poder operar con valores de V_2 grandes. El uso de una V_2 variable junto con varias posiciones de flaps para despegue, hacen que se puedan reducir al mínimo las posibles limitaciones de peso. Es necesario tener precaución cuando se utilice la V_2 variable (algunos Manuales lo denominan «velocidades mejoradas») porque si al mismo tiempo se utiliza el concepto de V_1 variable, se puede correr el peligro de utilizar el mismo trozo de pista con doble objeto.

El motivo por el que el ángulo de subida es mayor, es debido a que el valor de V_2 que aparece en los Manuales, es algo menor que el que corresponde a la velocidad que proporciona el máximo ángulo de subida, fig. 9.20 (Vid. también fig. 6.14 y 7.15). La velocidad que proporciona el mejor ángulo de subida suele ser del orden de 10 a 20 kt mayor que V_2.

En el caso de que el despegue esté limitado por el 2.° segmento y no por longitud de pista, realizar la operación con un mayor valor de V_2 hará que no exista o disminuya la limitación por 2.° segmento al aumentar el ángulo de subida. El mayor valor seleccionado para V_2, hace que haya que ajustar los valores de V_R y V_1 para que el exceso de pista que se va a consumir por este motivo no sobrepase el valor de la longitud de pista disponible.

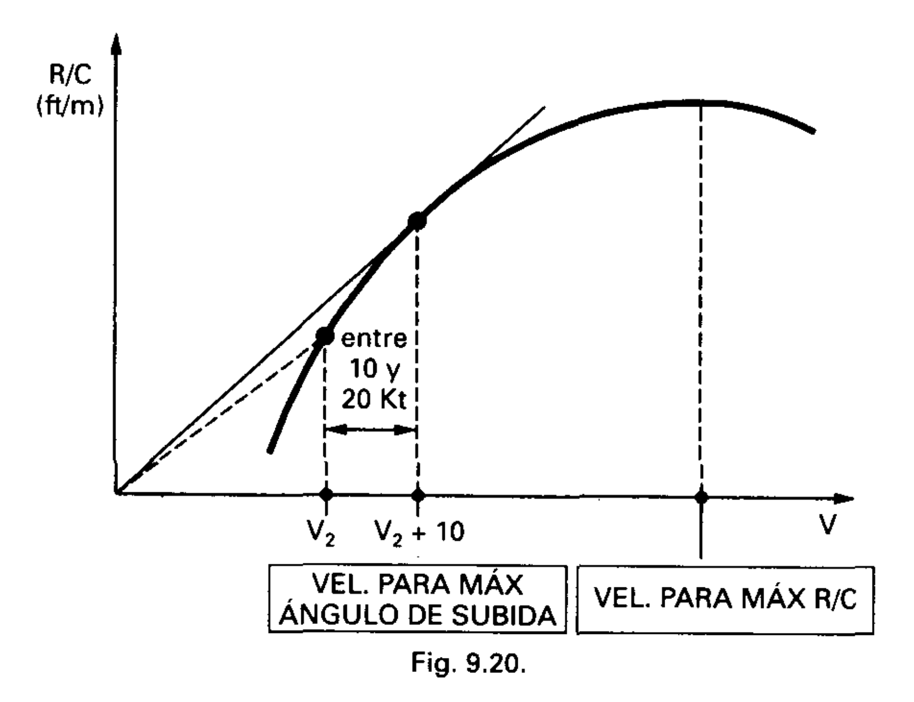


Fig. 9.20.

El peso de despegue resultante es ahora mayor que el primitivamente limitado por el 2.° segmento y menor que el que limitaría la longitud de pista con la V_2 original.

Cómo algunas velocidades de operación, como puede ser la de retracción de flaps, vienen dadas en forma de incrementos sobre la V_2 original, siempre sera necesario conocer ésta para proporcionar al piloto estas velocidades de operación. Por supuesto esta V_2 original de la que hablamos es la que corresponde al nuevo peso de despegue. Obviamente también corresponden al nuevo peso de despegue los valores de V_1 y V_R.

9.30. POSICIÓN DE LOS FLAPS EN EL DESPEGUE

La posición de flaps en el despegue viene determinada por la longitud de pista disponible y la subida inicial.

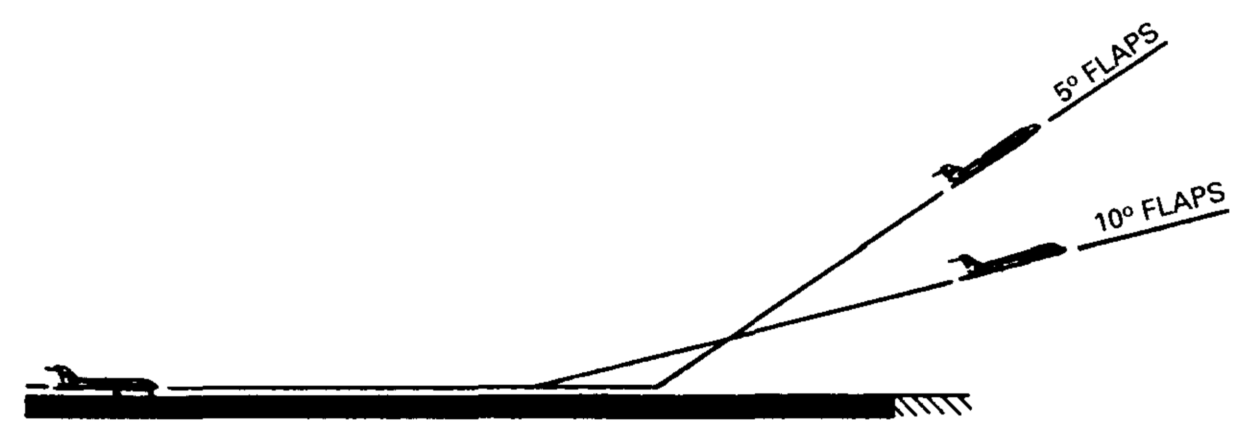


Fig. 9.21.

En general si se seleccionan muchos grados de flaps se recorrerá poca longitud de pista y el avión subirá con un ángulo, respecto a la horizontal, pequeño y si se seleccionan pocos grados de flaps recorrerá mucha pista y se subirá con un ángulo mayor que el anterior. Fig. 9.21.

Dicho de otro modo, si hay problemas en cuanto a la longitud de pista se seleccionarán muchos grados de flaps; si hay problemas en cuanto a la subida (segundo segmento) se seleccionarán pocos grados de flaps. Lo ideal sería poder seleccionar la posición de los flaps de grado en grado, como ocurre en el DC-10.

9.31. ATERRIZAJE. LONGITUDES MÍNIMAS DE PISTA NECESARIAS

En el aterrizaje se exige que el avión pase a 50 pies de altura sobre la cabecera de la pista y con una velocidad un 30% mayor que la de pérdida en configuración de aterrizaje, esto es $V \geq 1{,}3\ V_{SO}$. En las condiciones anteriores el avión frenaría, empleando los medios de frenado normales (no se considera la reversa) en una distancia D_p, que denominaremos distancia de parada, fig. 9.22.

Naturalmente, es necesario exigir una longitud de pista mayor que ésta para el aterrizaje, ya que un exceso de velocidad o un exceso de altura sobre los expuestos anteriormente, significarían frenar en una distancia superior a D_p.

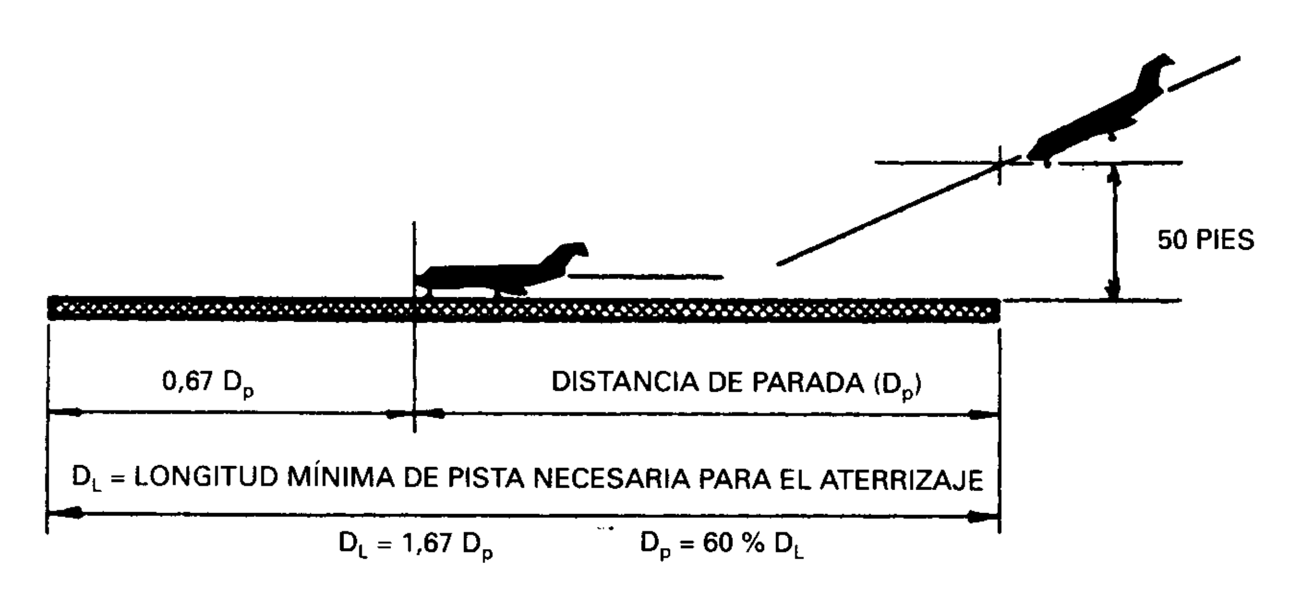


Fig. 9.22.

La longitud mínima de pista D_L que se exige para el aterrizaje es $D_L = 1{,}67\ D_p$.

Dicho de otro modo, el avión debe ser capaz de parar en el 60% de la pista disponible D_L, luego:

$$D_p = \frac{60}{100} D_L$$

Las longitudes de pistas de que hablamos se determinan para cada peso, altitud y viento (dentro de los límites operativos del avión) y suponiendo temperatura tipo (estándar). Como vemos no se toma en consideración la temperatura ni la pendiente de pista, de ahí otro motivo del margen de 1,67. (El efecto del suelo sí se incluye.)

La distancia exigida D_L = 1,67 D_p (o si se prefiere D_p = 60/100 D_L) es válida tanto en el caso de aeropuerto de destino como para el alternativo en los reactores. En el caso de turbohélices la distancia exigida para el aeropuerto de destino es esa misma, mientras que para el alternativo se exige menos: D_L = 1,42 D_p (o si se prefiere D_p = 70/100 D_L).

En los aviones con motor de émbolo las distancias necesarias para aterrizar en los aeropuertos de destino y alternativo coinciden con la exigida para los turbohélices.

En el caso de pista mojada las longitudes mínimas necesarias son las anteriores aumentadas en un 15%. El constructor puede certificar el avión para pistas mojadas con otro método, y si obtiene distancias inferiores que la anterior puede utilizarlas. Este otro método básicamente consiste: Aproximación con ángulo de 3°, pasar a 50 ft de altura con V = 1,4 V_{SO}, tiempo de 7 seg. hasta tocar el suelo, ruedas desgastadas un 80% del dibujo y la pista (sin pendiente), empapada totalmente de agua. Esta distancia (que podríamos llamar distancia de parada en pista mojada) aumentada en un 15%, sería la longitud mínima de pista de aterrizaje para pistas mojadas por el nuevo método. No suele haber apenas diferencia entre ambos métodos.

Obviamente, la posición de los flaps influye en la longitud de aterrizaje: la longitud de pista necesaria es tanto mayor cuanto menor sea la posición de flaps seleccionada.

9.32. DRIFT-DOWN

Se designa así al procedimiento que se debe seguir cuando, debido a fallo de motor, el avión no tiene suficiente empuje para mantener el nivel de vuelo que lleve y es necesario disminuir la altitud, de modo que el ángulo de descenso sea mínimo y se pierda en alcance lo menos posible. Será necesario efectuar ajustes de empuje y velocidad. Inmediatamente al fallo de motor los gases se ajustarán a empuje máximo continuo en los restantes motores, con

objeto de que el ángulo de descenso sea mínimo. Como normalmente la velocidad de descenso óptima para el drift-down será inferior a la que llevaba al ocurrir el fallo, la primera fase del procedimiento será decelerar el avión hasta la velocidad de descenso, sin perder altura y luego empezar el descenso hasta la altitud en que sea posible el vuelo horizontal fig. 9.23. Las velocidades de drift-down, vienen en el Manual de Vuelo, y deben ser las correspondientes a la fineza máxima, las velocidades variarán con el peso principalmente. La senda debe cumplir los requisitos del apartado que sigue.

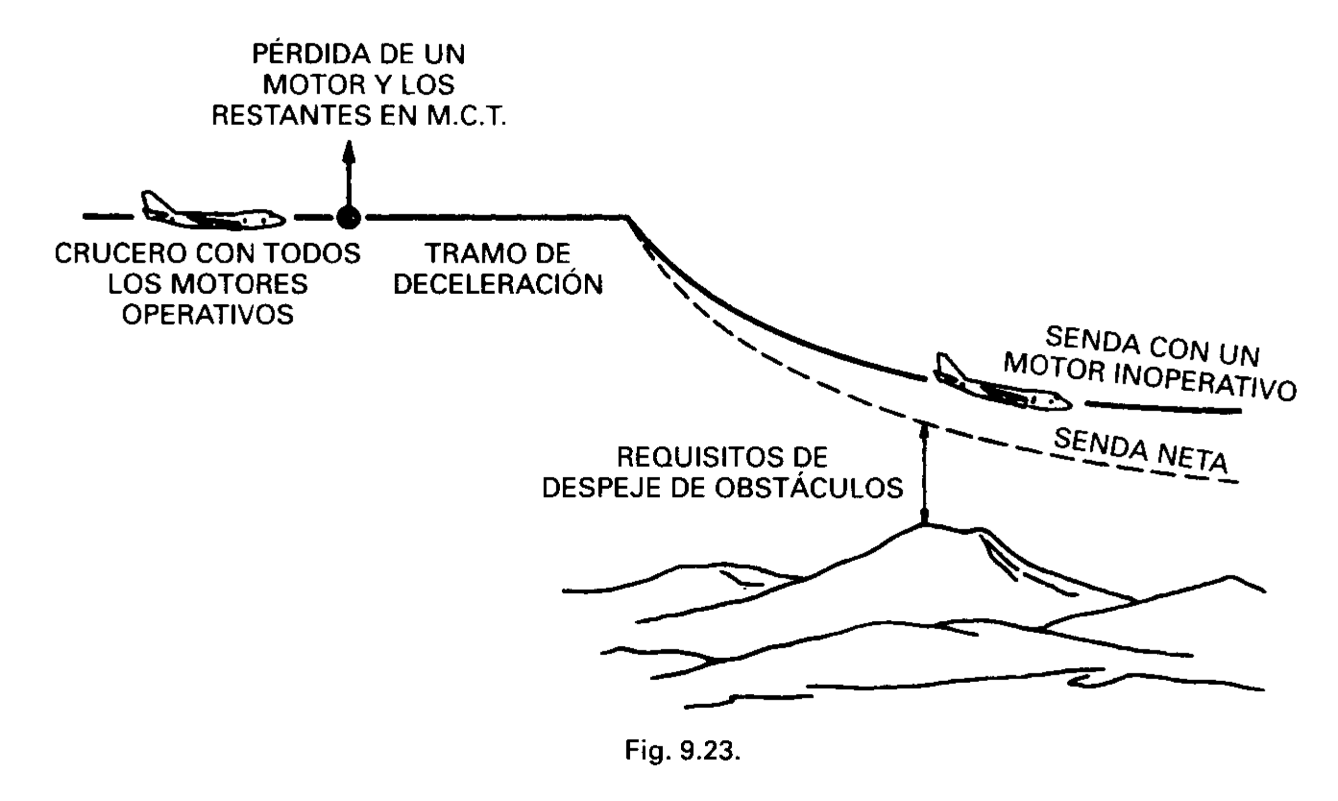


Fig. 9.23.

9.33. LIMITACIONES EN RUTA

Con el fin de que la operación sea segura volando sobre terreno montañoso, el peso de despegue debe ser tal que, en caso de fallo de motor, el avión sobrevuele los obstáculos con unos márgenes de altura determinados.

Con un *motor inoperativo* y los restantes con empuje o potencia máxima continua, y el avión en configuración de crucero (flaps y tren retraídos), el peso que tenga el avión en cada punto de la ruta debe ser tal que cumpla una de las dos condiciones siguientes:

a) El avión debe ser capaz de tener una senda neta positiva, a una altura de 1.000 pies (300 m) sobre cualquier obstáculo que exista, dentro de un margen de 5 millas terrestres (4,34 NM) (8 km) a cada lado de la ruta prevista al aeropuerto de destino.

O, alternativamente,

b) Supuesto el fallo de motor en el punto más crítico de la ruta, mientras se desciende del nivel original que el avión será incapaz de mantener, la senda neta debe pasar, por lo menos, a 2.000 pies (600 m) de altura sobre cualquier obstáculo que exista dentro de un margen de 5 millas terrestres (4,34 NM) (8 km) a cada lado de la ruta deseada a un aeropuerto alternativo. Para cumplir con esta condición se permite el lanzamiento de combustible (fuel dumping), siempre y cuando se satisfagan las condiciones de reserva de combustible para alcanzar el alternativo, fig. 9.24.

Además de cumplir una de las dos condiciones a) o b) anteriores, la senda neta debe tener una pendiente positiva a una altura de 1.500 pies (450 m) sobre el aeropuerto, en el que se supone que se va a efectuar el aterrizaje después del fallo del motor.

La senda neta, en este caso se define disminuyendo las trayectorias reales de subida en un tanto por ciento que depende del número de motores y es:

1,1% para los bimotores.
1,4% para los trimotores.
1,6% para los cuatrimotores.

En los aviones con motor de émbolo se exigen condiciones análogas a las a) o b) anteriores (FAR 121.181), sólo que la senda neta se obtiene reduciendo la velocidad real ascensional *(R/C)* en los pies por minuto que resulta de aplicar la fórmula $0{,}079\text{-}(0{,}106/N)\ V_{SO}^2$ (donde N = n.º de motores y V_{SO} en kt). Caso de que se esté aplicando la condición a) el margen de 5 millas pasa a ser 10 millas, en cada lado y si se aplica la condición b) se exige además que debe tener una senda neta positiva a 1.000 ft sobre el aeropuerto en el que se supone que se va a realizar el aterrizaje.

Para los aviones con 3 o 4 motores, se exige que con *dos motores inoperativos* y los restantes con empuje o potencia máxima continua, y el avión en configuración de crucero, se cumpla una de las dos condiciones siguientes:

a) La senda neta debe tener un ángulo de subida positivo a una altura de 1.500 pies (450 m) sobre el aeropuerto, donde se prevé que se va a efectuar el aterrizaje después del fallo de los dos motores y, si se supone que los dos motores fallan simultáneamente en el punto más crítico de la ruta prevista, la senda neta de la trayectoria al alternativo, debe tener, al menos, un margen de 2.000 pies (600 m) sobre cualquier obstáculo que exista dentro de un margen de 5 millas terrestres (4,34 NM) (8 km) a cada lado de la trayectoria. Puede efectuarse el lanzamiento de combustible de modo que permita llegar a la zona del aterrizaje a una altitud de 1.500 pies (450 m) y volar después durante 15 minutos con empuje de crucero.

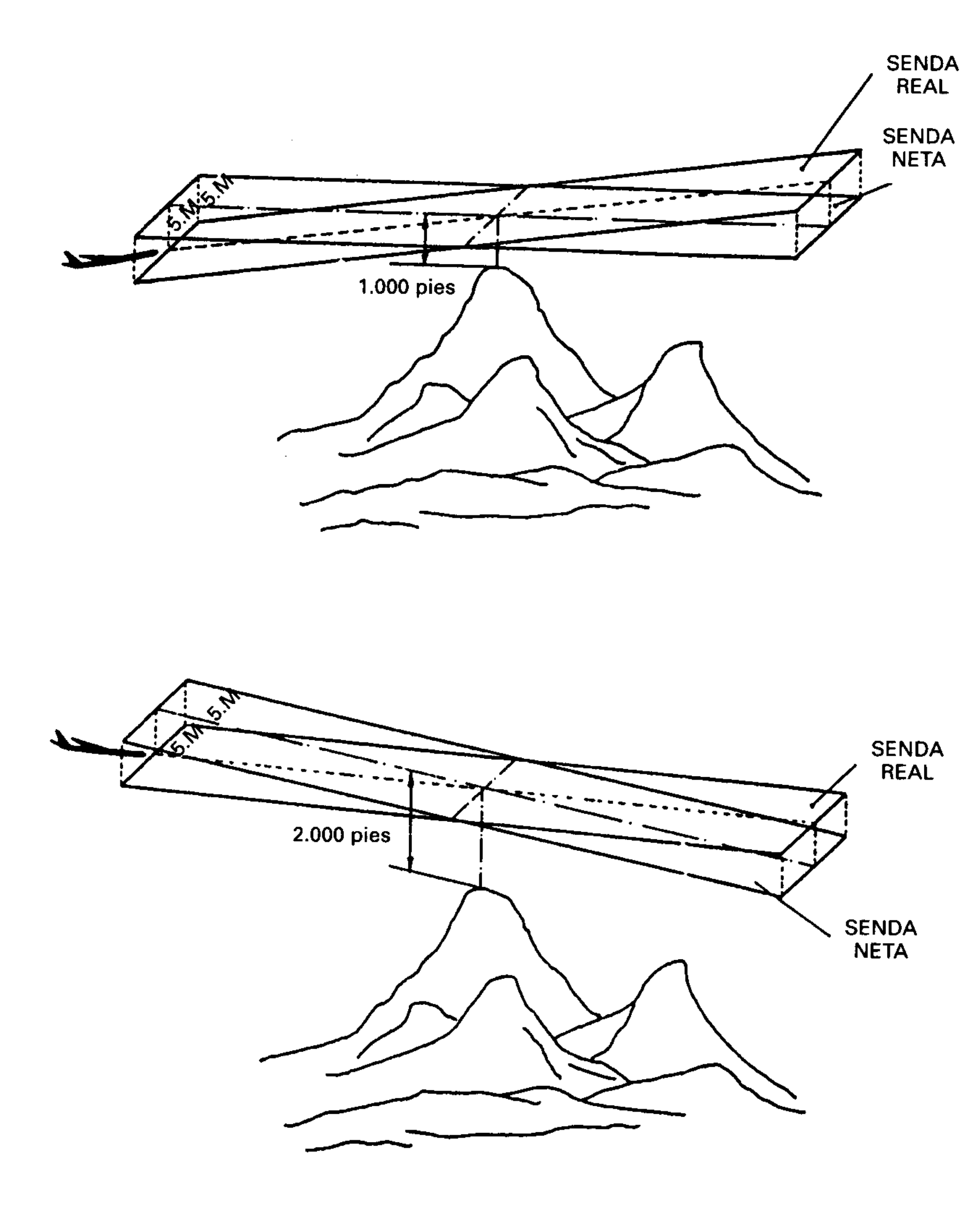

SENDA
REAL
SENDA
NETA
5.M
5.M
1.000 pies
5.M
5.M
2.000 pies
SENDA
REAL
SENDA
NETA

Fig. 9.24.

b) Cualquier punto de la trayectoria prevista no podrá estar situado a más de 90 minutos de un aeropuerto alternativo, con todos los motores operativos y empuje de crucero.

La senda neta en este caso de fallo de 2 motores se define disminuyendo las trayectorias reales en:

0,3% para los trimotores.

0,5% para los cuatrimotores.

En los aviones con motor de émbolo, con 4 o más motores, en el supuesto de 2 motores inoperativos se exige que se cumpla la condición b) y una condición análoga a la a). (FAR 121.183).

Las normas de OACI (Anexo 6, Adjunto C) son análogas a las FAR con las siguientes variaciones.

- Los márgenes a cada lado de la ruta pasan de ser 5 millas terrestres a 5 NM (9,5 km).
- Las reducciones de pendiente que hay que efectuar en la senda real para obtener la senda neta son ahora, con un motor inoperativo:

  1,1% para los bimotores.
  1,3% para los trimotores.
  1,4% para los cuatrimotores.

  En el caso de dos motores inoperativos los valores son los mismos que en las FAR.

Los aviones bimotores tienen limitaciones de tiempo en los vuelos a grandes distancias, tanto según las FAR como OACI, como exponemos en el apartado siguiente.

9.34. VUELOS A GRANDES DISTANCIAS CON AVIONES BIRREACTORES. (EROPS-ETOPS)

Desde hace muchos años se han estado efectuando servicios trasatlánticos, sin ningún tipo de incidente serio, con aviones bimotores, por supuesto eran aviones particulares (los pasajeros no pagan) y se podía evitar la reglamentación existente. Ante la presión de las líneas aéreas tanto OACI como la FAA han modificado la antigua reglamentación que existía. En líneas generales, en el caso de OACI se ha endurecido, pues ha pasado de que la ruta no estuviera a más de 90 min. de vuelo de un aeropuerto alternativo con la velocidad correspondiente a todos los motores operativos, a que no esté a más de 60 min. con la velocidad de 1 motor inoperativo. En el caso

de la FAA se ha suavizado, pues ha pasado de la llamada regla de los 60 min. (en ningún caso la ruta a más de 60 min., con la velocidad de 1 motor inoperativo) hasta llegar a autorizar 120 min. y últimamente hasta 180 min.

Estas operaciones más allá del límite de los 60 min. del FAA se denominan EROPS (Extended Range Operations) o ETOPS (Extended Twin Engine Aircraft Operations) y en cierto modo están basadas en las definiciones de: umbral de tiempo y tiempo límite.

Umbral de tiempo: Es el tiempo máximo de vuelo del avión desde su ruta a un aeropuerto adecuado. El valor de este tiempo máximo está fijado por la reglamentación y en caso de que fuera necesario excederle habría que pedir una autorización EROPS.

Tiempo límite: Es el tiempo máximo de vuelo con autorización EROPS a que puede estar la ruta de un aeropuerto adecuado.

Dentro de la generalidad de esta exposición, a continuación resumimos los puntos más importantes de la normativa OACI y FAA en este momento.

La autorización para exceder el umbral de los 60 min. contempla una serie de requisitos referentes a:

- Tipo de avión/motor: Fiabilidad del motor, fuentes de energía eléctrica, protección fuego en bodegas, sistemas de navegación y comunicaciones, despachos de vuelo, entrenamiento tripulaciones, etc.
- Experiencia: En mantenimiento y operaciones, del tipo de avión a autorizar.
- Proceso de aprobación de las operaciones: Suministro de datos que sean exigidos por las autoridades como soporte de la petición EROPS, y vigilancia continua sobre la fiabilidad de los sistemas del avión y de los motores.

	Umbral de tiempo (min.)	**Tiempo límite (min.)**	**Velocidad de (crucero)**
OACI Anexo 6 Parte I Adjunto E	60	Sujeto a autorización de las autoridades nacionales	La correspondiente a 1 motor inoperativo
FAA Advisory Circular n.º 120-42 A	60	75 120 * 180	La correspondiente a 1 motor inoperativo

* Las condiciones exigidas varían según se solicite una ETOPS de 75, 120 o 180 min. Naturalmente a mayor tiempo límite de operación mayores son los requisitos.

9.35. SUBIDA EN CONFIGURACIÓN DE APROXIMACIÓN

Independientemente de la longitud de pista disponible se exige que el avión tenga un ángulo de subida determinado, con un motor inoperativo y los restantes con empuje o potencia de despegue, con el peso de aterrizaje, por si fuera necesario interrumpir la maniobra de aproximación y ganar altura.

Es una condición análoga a la del segundo segmento en el despegue.

El ángulo de subida exigido es:

- 2,1% para los bimotores.
- 2,4% para los trimotores.
- 2,7% para los cuatrimotores.

y la velocidad no puede exceder 1,5 V_{S1} (tren recogido) fig. 9.25.

Los requisitos anteriores son comunes a los FAR y a las JAR.

9.36. SUBIDA EN CONFIGURACIÓN DE ATERRIZAJE

En configuración de aterrizaje, el avión deberá tener un gradiente de subida no menor que el 3,2%, con el peso de aterrizaje y

a) *Todos los motores operativos* con el empuje o potencía que sea posible conseguir 8 segundos después de mover los controles del motor desde la posición de ralentí a la de despegue. Obsérvese que no se garantiza nada con un motor inoperativo.

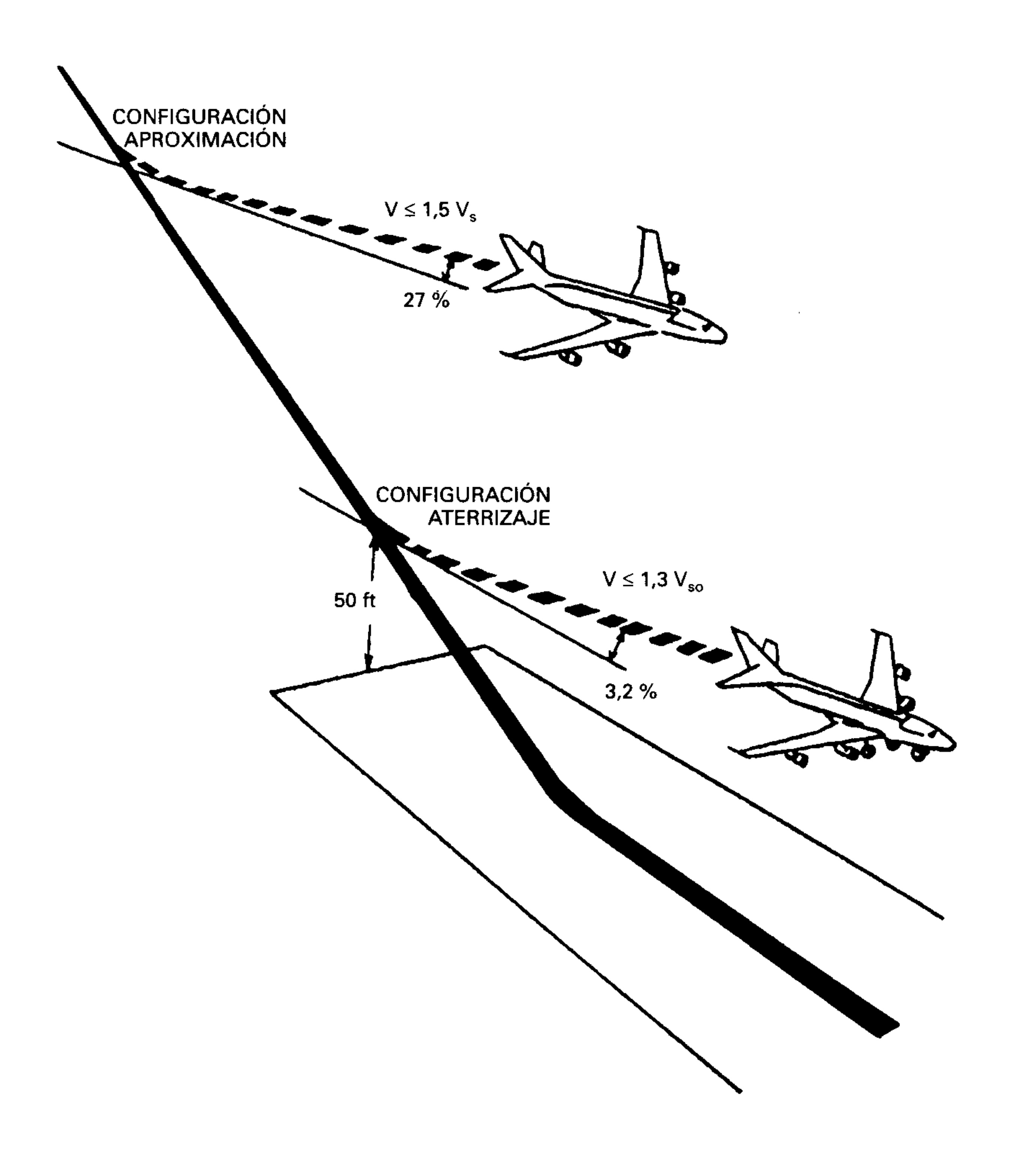
b) Una velocidad en la subida no superior a *1,3* V_{SO}.

Las condiciones anteriores corresponden a la normativa de las FAR.

En las JAR en la condición b) anterior además de exigir lo mismo que las FAR se especifica que la velocidad de subida no debe ser menor que 1,15 V_S para los aviones con 4 motores o 1,2 V_S para el resto de los aviones, ni tampoco menor que V_{MCL}.

Téngase en cuenta que siempre las posiciones de flaps en aterrizaje y aproximación suelen estar en relación.

Los parámetros que influyen en las limitaciones de subida en configuración de aterrizaje y aproximación son: presión altitud, temperatura, posición de flaps y sangrado de los motores fig. 9.25.



REQUISITOS EN CONFIGURACIÓN DE ATERRIZAJE Y
APROXIMACIÓN (CUATRIMOTOR)

Fig. 9.25.

9.37. RESUMEN DE LAS LIMITACIONES EN EL DESPEGUE

El peso de despegue del avión será el menor de:

a) Peso máximo estructural de despegue.

b) Peso máximo limitado por pista.

c) Peso máximo limitado por segmentos (segundo o final).

d) Peso máximo limitado por obstáculos.

e) Peso máximo limitado por velocidad máxima de neumáticos.

f) Peso máximo limitado por máxima energía de frenado.

g) Peso máximo limitado por V_{MCG}

Cuando el peso real de despegue es menor que los pesos máximos limitados por pista y por segmentos se puede utilizar:

1. La V_1 múltiple (conveniente en el caso de pistas resbaladizas).
2. V_2 variable (mejora la subida).
3. Despegue con EPR reducido (conveniente para la vida del motor).

El despegue con EPR reducido (potencia reducida en el caso de turbohélices), también denominado *despegue flexible* (Flexible take off), es posible cuando el peso real de despegue es menor que el máximo peso de despegue permisible para la OAT existente, es decir, menor que el limitado por la pista y por los requisitos de subida en los segmentos (normalmente el 2.° segmento) en las condiciones existentes de temperatura exterior del aire. Cuando lo anterior ocurre es posible despegar con ese peso y un empuje (potencia) menor en los motores y cumplir con las limitaciones exigidas, lo que significa la ventaja de un menor deterioro del motor. El menor valor de este empuje reducido es el del empuje de despegue que correspondería a una temperatura ficticia superior a la existente y que se suele llamar *temperatura supuesta* (Assumed temperature).

Los valores de V_1, V_R y V_2 son los correspondientes al peso real de despegue y a la temperatura supuesta. Sin embargo, el valor de V_{MCG} debe determinarse utilizando el valor de la temperatura real.

Cuando se despega con EPR (potencia) reducido las actuaciones del avión se aproximan a los límites, es decir, el peso real de despegue se acerca al peso máximo de despegue para ese empuje reducido por lo que las velocidades anteriormente citadas serán únicas (no se pueden utilizar los conceptos de V_1 múltiple y de V_2 variable).

NOTA: En los gráficos de los Manuales de Vuelo los datos, en cuanto a altitud, vienen en función de la altitud presión, caso de que ésta no se conozca, se debe introducir la corrección por QNH.

9.38. RESUMEN DE LAS LIMITACIONES EN EL ATERRIZAJE

El peso de aterrizaje será el menor de:

a) Peso máximo estructural de aterrizaje.

b) Peso máximo limitado por pista.

c) Peso máximo limitado por subida en configuración de aproximación.

d) Peso máximo limitado por subida en configuración de aterrizaje.

Estas limitaciones de peso al aterrizaje, pueden considerarse también como limitaciones de peso al despegue, ya que si las condiciones del campo donde se va aterrizar imponen una limitación de peso al aterrizaje, debería efectuarse el despegue con un peso menor, por ejemplo en rutas muy cortas o en rutas que parten de un aeropuerto a SL y llegan a un aeropuerto a gran altitud.

9.39. VALIDEZ DE LAS DEFINICIONES Y LIMITACIONES EXPUESTAS

En todo lo expuesto en este capítulo se ha procurado seguir la normativa del FAA y de la JAA. En cada caso se recomienda comprobar en el Manual de Vuelo, si las normas de acuerdo con las que está certificado coinciden con las expuestas.

10

Actuaciones de despegue y aterrizaje

10.1. INTRODUCCIÓN

La mayor parte de los accidentes de aviación ocurren en el despegue o en el aterrizaje; por este motivo, el conocimiento de las fuerzas a que se ve sometido el avión, así como de las variables que intervienen en las actuaciones en estas dos fases, son de gran interés, tanto para el piloto, como para el técnico.

Por desgracia, su estudio teórico, por muy riguroso que sea, presenta a veces diferencias notables con los resultados experimentales. El motivo de estas diferencias se debe principalmente, a que las hipótesis en que se basan los cálculos pueden variar según la técnica de pilotaje, del empuje del motor o tracción de las hélices, de las condiciones de la pista y de la actitud del avión.

Incluso en los resultados experimentales se comprueba que existen diferencias notables en los recorridos sobre el suelo en estas dos fases; los datos que se presentan en los Manuales de Vuelo, son el resultado de un gran número de pruebas, que permiten corregir con gran seguridad los datos obtenidos teóricamente.

Si a todo lo dicho anteriormente, se le suman los efectos de las diversas variables que afectan a estas actuaciones: peso, velocidad, viento pendiente de pista, altitud, densidad (temperatura y altitud presión), humedad, acción de los frenos, y flaps, se comprende fácilmente que el problema es complejo.

10.2. ACTUACIONES DE DESPEGUE

Empezaremos por estudiar las fuerzas que actúan sobre un avión durante el despegue. Para ello, observamos la fig. 10.1, en donde están representados el avión y la pista, suponiendo que ésta tiene una pendiente positiva φ. Las fuerzas que actúan sobre el avión, son:

Peso: *W*.
Sustentación: *L*.
Empuje o tracción de las hélices: *T*.
Resistencia: *D*.
Fuerza de rozamiento: F_r.

El peso *en una primera aproximación* puede suponerse constante durante todo el recorrido de despegue.

La sustentación crecerá desde un valor nulo, cuando el avión está parado, hasta ser igual al peso, conforme la velocidad aumenta.

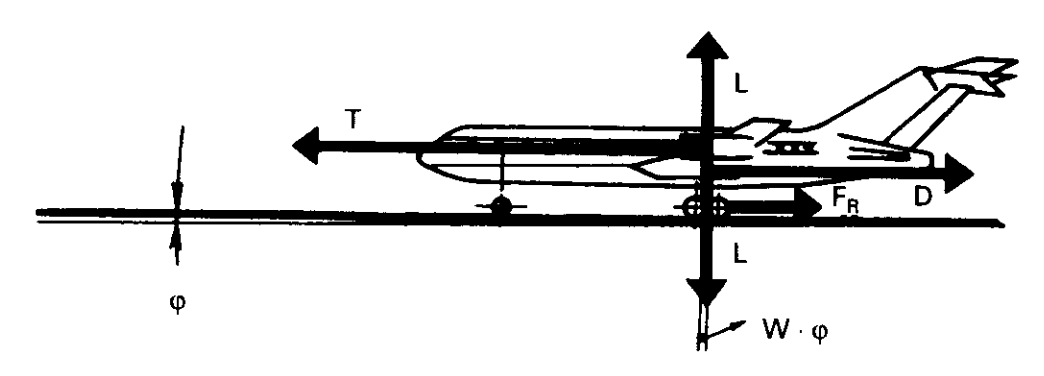


Fig. 10.1.

La resistencia *D* irá creciendo desde un valor cero, para velocidad cero, conforme la velocidad vaya aumentando.

En los aviones con rueda de morro, se puede suponer que C_L y C_D son constantes durante el recorrido por la pista, ya que la actitud del avión permanece invariable.

Para poder determinar la resultante, es necesario conocer la variación del empuje o de la tracción de las hélices en función de la velocidad. En 7.3 vimos las variables que afectaban al empuje. Al principio del recorrido un motor alternativo proporciona más aceleración que un reactor, pero también decrece más rápidamente con la velocidad.

La fuerza de rozamiento es el producto del coeficiente de rozamiento μ por la fuerza normal que existe entre el suelo y las ruedas. Esta fuerza normal tiene como valor *W-L*, la fuerza de rozamiento será por tanto $F_r = \mu \cdot (W-L)$. Como el coeficiente de rozamiento y el peso son constantes, y la sustentación va aumentando, esta fuerza irá disminuyendo conforme la velocidad crece.

El valor del coeficiente de rozamiento es del orden de 0,02 en una pista seca. En algunos casos se han llegado a medir, en las pruebas efectuadas valores tales como: 0,014, 0,012, 0,016 y aún menores.

En definitiva, la fuerza F que hace que el avión adquiera un movimiento acelerado en el sentido del despegue será:

$$F = T - D - F_r - W \cdot \varphi \qquad [10.1]$$

en donde el término $W \cdot \varphi$ es la componente del peso en la dirección de la pista, debido a la pendiente de ésta (Sería $W \cdot \text{sen}\ \varphi$, pero como los ángulos de inclinación de la pista son pequeños, se puede sustituir el seno por el ángulo en radianes).

Esta fuerza F, actuando sobre la masa m del avión le proporcionará una aceleración a, que vendrá dada por la ecuación

$$F = m \cdot a \qquad [10.2]$$

La variación de las fuerzas citadas anteriormente, se ha representado esquemáticamente en la fig. 10.2, para el caso de pista con pendiente nula, $\varphi = 0$.

Obsérvese que tanto la resistencia, como la sustentación experimentan una variación con la velocidad, que depende del cuadrado de ésta, V^2, y lo mismo ocurre con la fuerza de rozamiento al variar únicamente con la sustentación.

10.3. DISTANCIA DE DESPEGUE

Sustituyendo en la ecuación 10.2 los valores de F y de F_r, obtenemos:

$$T - D - F_r - W \cdot \varphi = \frac{W}{g} \cdot a\,; \qquad T - D - \mu\,(W - L) - W \cdot \varphi = \frac{W}{g} \cdot a$$

despejando la aceleración:

$$a = \frac{g}{W}\ (T - D - W(\mu + \varphi) + \mu \cdot L) \qquad [10.3]$$

Si se supone que el ángulo de ataque permanece constante durante el despegue, la sustentación y la resistencia dependerán únicamente de la velocidad, V^2, luego la aceleración, según observamos en 10.3, dependerá únicamente del empuje o tracción T y de la velocidad. Si se conoce de qué forma depende T de la velocidad, ésta será la única variable de que depende la aceleración. La hipótesis de que la sustentación y resistencia dependen únicamente de la velocidad, es bastante segura, ya que será así si el ángulo de ataque permanece constante, y como precisamente, con el fin de que el avión ofrezca la mínima resistencia al aire, el despegue se efectúa, obligando a que la rueda de morro permanezca sobre el suelo, la actitud del avión, y, por tanto, el ángulo de ataque es fijo.

Recordando las definiciones de velocidad y aceleración:

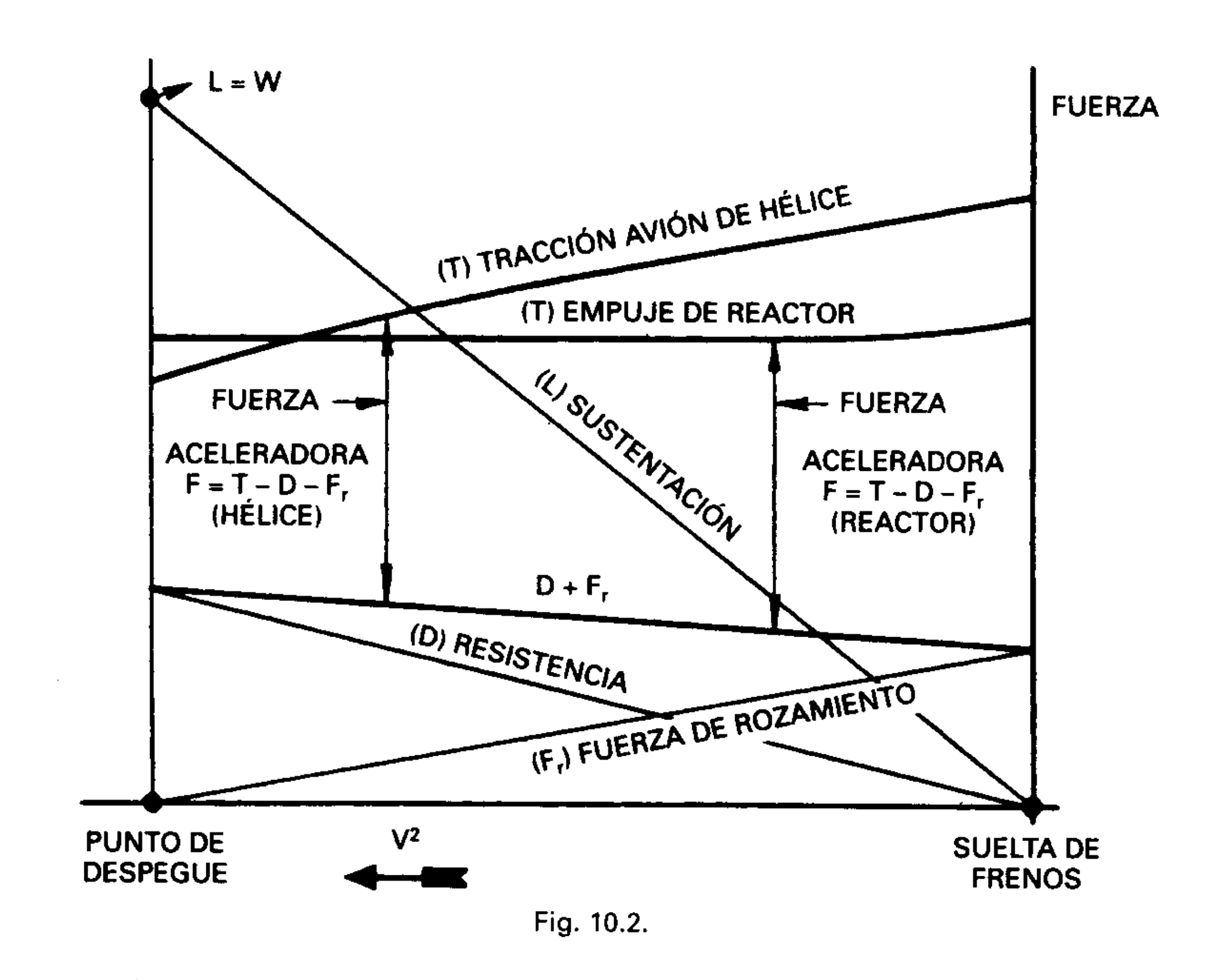


Fig. 10.2.

$$\left.\begin{aligned} V &= \frac{ds}{dt} \\ a &= \frac{dV}{dt} \end{aligned}\right\}$$

$ds = V \cdot dt$, sustituyendo el valor dt despejado de la segunda, tenemos: $ds = \dfrac{V \cdot dV}{a}$ en donde s = *espacio recorrido*.

integrando: $$s = \int \frac{V \cdot dV}{a} \qquad [10.4]$$

Para hallar el espacio recorrido sobre la pista, bastará sustituir en la ecuación 10.4 el valor de la aceleración, e integrar entre los límites que tenga la velocidad que serán en la suelta de frenos $V = 0$ y en el momento que despega del suelo, V_{LOF} (si es un reactor) o V_2 (si es un avión de hélice). Suponiendo que sea un reactor, quedaría:

$$s = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V \cdot dV}{a}$$

Ahora bien, en el caso de que exista componente de viento en la dirección de la pista, cuando el avión suelta los frenos, aunque la velocidad respecto al suelo sea nula, la velocidad del aire sobre el avión no lo es, y ya está produciendo una cierta sustentación y resistencia; por tanto, llamando V_W a la componente del viento en la dirección de la pista, la velocidad relativa del aire respecto al avión, no será la velocidad sobre el suelo V, sino $V - V_W$, y el espacio recorrido vendrá dado por

$$s = \int_{V_W}^{V_{LOF}} \frac{(V - V_W)\, dV}{a}$$

Sustituyendo el valor de a (ecuación 10.3), obtenemos:

$$s = \int_{V_W}^{V_{LOF}} \frac{(V - V_W) \cdot dV}{\frac{g}{W}\left(T - D - W(\mu + \varphi) + \mu L\right)}$$

$$s = \frac{W}{g} \int_{V_W}^{V_{LOF}} \frac{(V - V_W) \cdot dV}{T - D - W(\mu + \varphi) + \mu L} \qquad [10.5]$$

El coeficiente de rozamiento depende del tipo de terreno, su valor viene dado, cuando éste está seco, por la tabla siguiente:

Coeficiente de rozamiento: μ	0,02	0,04	0,05	0,10	0,10-0,30
Tipo de terreno	Asfalto, hormigón	Césped duro	Hierba corta	Hierba larga	Tierra suelta

En las ecuaciones anteriores puede observarse que un aumento del límite superior de integración V_{LOF} traerá como consecuencia un incremento de la distancia s. Como ya sabemos el valor de V_{LOF} depende de la forma en que se efectúe la rotación del avión, y por tanto del factor humano. Por otro lado si se aumenta el valor de la velocidad de rotación V_R, también aumentará el valor de V_{LOF} y la distancia recorrida. Lo anterior trae como consecuencia un hecho que puede tener gran importancia en cuanto a la seguridad de la operación: *La distancia de despegue que nos encontramos tabulada en los Manuales de Vuelo, está calculada para una velocidad de rotación determinada; un aumento de la misma significaría incrementar la longitud de pista recorrida*, lo que puede conducir a una operación insegura en caso de pistas cortas, aunque luego se traduciría en un aumento del ángulo de subida. Podría pensarse, que contrariamente, convendría disminuir el valor de la V_R, con lo que aparte de operar fuera de normas como en el caso anterior, se estaría demasiado próximo a la velocidad de pérdida y además el avión iría *panceando*, con un ángulo de subida muy pequeño.

En el cálculo detallado de la distancia habría que considerar que entre V_R y V_{LOF}, el coeficiente de rozamiento será diferente, ya que hay un punto menos de contacto con el suelo.

En algunos aviones se proporcionan los datos de longitudes de pista necesaria correspondientes a diversos valores de V_R o de V_2, es decir de V_{LOF}, con el fin de obtener el mayor provecho en cuanto a peso de despegue y la máxima seguridad. (Por ejemplo Caravelle).

La expresión general que se ha obtenido para la distancia recorrida sobre la pista, será bastante difícil de calcular, ya que habrá que considerar las variaciones del peso, resistencia, sustentación y empuje con la velocidad.

Para obtener la distancia de despegue total será necesario sumar a la longitud ya hallada, la distancia de transición hasta alcanzar 35 pies de altura (50 pies si es de émbolo); omitimos el cálculo de esta distancia por su complejidad y dificultad de evaluar con precisión, indudablemente en su valor influirá en forma considerable la técnica del pilotaje. Se podría suponer que la trayectoria entre el punto en que deja el suelo y aquel en que se coloca en actitud de subida, es un arco de circunferencia, y por tanto la sustentación mayor que el peso por existir

una fuerza centrífuga. Cuanto más fuerte sea el tirón mayor deberá ser la sustentación, y el C_L y por tanto habrá un aumento considerable de la resistencia inducida. La rotación debe efectuarse de una forma progresiva, ni demasiado lenta, ni demasiado rápida, un valor medio es 2° por segundo.

10.4. VELOCIDAD EN EL DESPEGUE

La velocidad a la que el avión despega las ruedas del suelo, es para los aviones de émbulo la $V_{2\,mín}$ (Velocidad mínima de seguridad al despegue) y para los reactores V_{LOF}, dependiendo ésta por completo de la velocidad de rotación V_R y de la técnica de pilotaje.

Recordemos que ambas velocidades, la $V_{2\,mín}$, y la V_R vienen determinadas por unos ciertos márgenes sobre la velocidad de pérdida y la mínima de control.

Si la velocidad de despegue del suelo es un determinado tanto por ciento mayor que la velocidad de pérdida; por ejemplo, 1,2 V_S, como la velocidad equivalente de pérdida viene dada por

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{L\,máx}}} \qquad [10.6]$$

(siendo: V_S = Velocidad equivalente de pérdida),

tenemos que a esa velocidad de despegue, le corresponderá para el mismo peso del avión, un C_L que será:

$$C_L = \frac{2\,W}{\rho_0 \cdot S \cdot (1{,}2 \cdot V_S)^2}$$

sustituyendo el valor de V_S dado por (10.6)

$$C_L = \frac{2\,W}{\rho_0 \cdot S \cdot 1{,}2^2 \cdot \dfrac{2\,W}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{L\,máx}}} = \frac{C_{L\,máx}}{1{,}44} = 0{,}694\, C_{L\,máx}$$

es decir, que el coeficiente de sustentación en el momento que el avión despega las ruedas del suelo es el 69,4% del $C_{L\,máx}$. Como el coeficiente de sustentación es independiente de la altitud, peso, viento, etc., (depende exclusivamente del ángulo de ataque), significa que el ángulo de ataque sería para este caso un valor fijo en el despegue.

Las velocidades características de despegue que hemos estudiado en el capítulo 9, para los casos de aviones de émbolo y reactores, cumplían una serie de requisitos de seguridad, con los que el avión podía irse al aire. La operación con los valores exactos de estas velocidades, que vienen perfectamente especificados en el Manual de Vuelo, es de gran importancia, especialmente en el caso de longitudes de pistas críticas. Si la velocidad de despegue es excesiva, recordemos el gráfico de las figs. 6.15 o 7.15; la velocidad vertical de subida *(R/C)* será superior, pero en cambio, la distancia de despegue aumentará considerablemente. (En la ec. 10.5, al integrar para obtener la distancia de despegue, aparecía la velocidad elevada al cuadrado, luego un aumento en la velocidad se traduce en una variación en la longitud de pista, correspondiente al cuadrado de aquella).

Si por el contrario, la velocidad es inferior al valor recomendado por el Manual de Vuelo, el avión tendrá una subida *(R/C)* pobre, y estaría más próximo a la pérdida.

10.5. INFLUENCIA DE OTROS FACTORES EN EL DESPEGUE

El peso, W, del avión influye en gran manera en la distancia de despegue, de la ec. 10.5. vemos que afecta a la distancia de despegue de una forma directa por el término W/g (masa), de modo que si el peso crece la distancia también; y además por el término $W \cdot (\mu + \varphi)$ del denominador, si recordamos de dónde provienen estos términos (ec. 10.3), vemos que un aumento de peso disminuye la aceleración del avión, en primer lugar porque la masa es mayor (W/g) y en segundo lugar porque el término de la fuerza de rozamiento $\mu \cdot W$ aumenta. Si además tenemos en cuenta que en el momento del despegue la sustentación debe ser igual al peso, si éste aumenta, significa que la sustentación también debe ser mayor, lo que se conseguirá con un aumento de la velocidad V_{LOF}, límite superior de integración de la ec. 10.5, y por tanto mayor distancia de despegue.

La influencia del viento se aprecia claramente, en la misma ec. 10.5, por un lado afecta al límite inferior de integración, y por otro al término $V - V_W$, velocidad relativa respecto al aire. Un viento en cara significa un valor positivo de V_W, y por tanto, reducción del intervalo de integración V_{LOF}, V_W, y reducción del término $V - V_W$, lo cual dará lugar a una distancia de despegue menor. Lo contrario ocurrirá en el caso de viento en cola, en el que el valor de V_W sería negativo.

Si recordamos lo expuesto en el último párrafo del apartado 9.17 (las longitudes de pista suministradas por el fabricante están calculadas suponiendo sólo el 50% del viento en cara realmente existente o el 150 % si es en cola),

pudiera ocurrir que el margen disponible de pista en un despegue fuera menor con viento nulo que con viento en cara o cola.

La influencia de la *pendiente de la pista*, φ, viene representada en el estudio hecho en los párrafos anteriores por el término $W \cdot \varphi$, que vimos afectaba a la aceleración, disminuyéndola si la pendiente es positiva; esta fuerza retardadora $W \cdot \varphi$, para un avión con peso de despegue de 300.000 Lbs. y pendiente de pista 1% sería: 300.000. 0,01 = 3.000 Lbs. sería análogo a que el avión estuviera en pista horizontal pero con un empuje en los motores disminuido en 3.000 Lbs.

La *altitud densidad*, depende de la altitud presión y la temperatura, un aumento de ambos factores significa un aumento de la altitud densidad. La influencia de este factor es por doble motivo: el primero porque en los aviones de hélice la tracción que proporcionan éstas, disminuye conforme la altitud densidad aumenta, si no tiene compresores, (caso de tenerlos la potencia del motor permanece constante, empezando a disminuir a partir de la altitud crítica), y en los aviones reactores el empuje disminuye al aumentar la altitud densidad. Esta disminución da lugar a una disminución de la fuerza que acelera al avión, proporcional aproximadamente a la densidad del aire; la variación de la aceleración también será proporcional a la densidad del aire, y en definitiva la distancia de despegue se verá aumentada por el inverso del factor $\sigma = \rho/\rho_0$. El segundo motivo es que la velocidad verdadera que debe alcanzar el avión es mayor al aumentar la altitud densidad, para poder despegar (la velocidad equivalente permanece inalterable), recordemos que $TAS = EAS/\sqrt{\sigma}$, como la *EAS* no varía con la altitud densidad, si ésta aumenta, $\sqrt{\sigma}$ disminuye y la *TAS* aumenta, lo cual da lugar a una distancia de despegue superior. (Fácilmente se comprende que la velocidad verdadera debe ser mayor en este caso ya que:

$$L = \frac{1}{2}\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L,$$

si ρ disminuye, para tener la misma sustentación, V debe aumentar).

La influencia de la altitud densidad, es superior en los aviones reactores que en los aviones de émbolo con compresores.

En cuanto a la *humedad*, tiene un efecto considerable en los aviones de émbolo, y exige corrección de la distancia de despegue, debido a la pérdida de potencia que produce el vapor de agua. Su efecto en el empuje de los reactores es disminuirle, pero en una magnitud poco apreciable.

10.6. ATERRIZAJE

Según hemos visto en el capítulo anterior la distancia de aterrizaje, es la distancia horizontal recorrida desde que el avión tiene 50 pies de altura hasta que queda completamente parado. Asimismo vimos que la velocidad que debe llevar el avión a 50 pies de altura es un determinado tanto por ciento de la velocidad de pérdida, (1,3 V_S), razonando de forma análoga a como lo hicimos en 10.4. para el despegue, observamos que dicha velocidad se conservará volando con un C_L fijo, (% del $C_{L\,máx.}$), o lo que es igual con ángulo de ataque fijo, y por tanto independiente de la altitud, viento, etc., el indicador de ángulo de ataque podrá ser de gran ayuda en el aterrizaje.

La trayectoria recorrida desde los 50 pies de altura hasta el punto en que el avión toca el suelo, puede calcularse haciendo la hipótesis de que desde el momento de la recogida hasta el punto de contacto con el suelo, la trayectoria es un arco de círculo como se indica en la fig. 10.3.

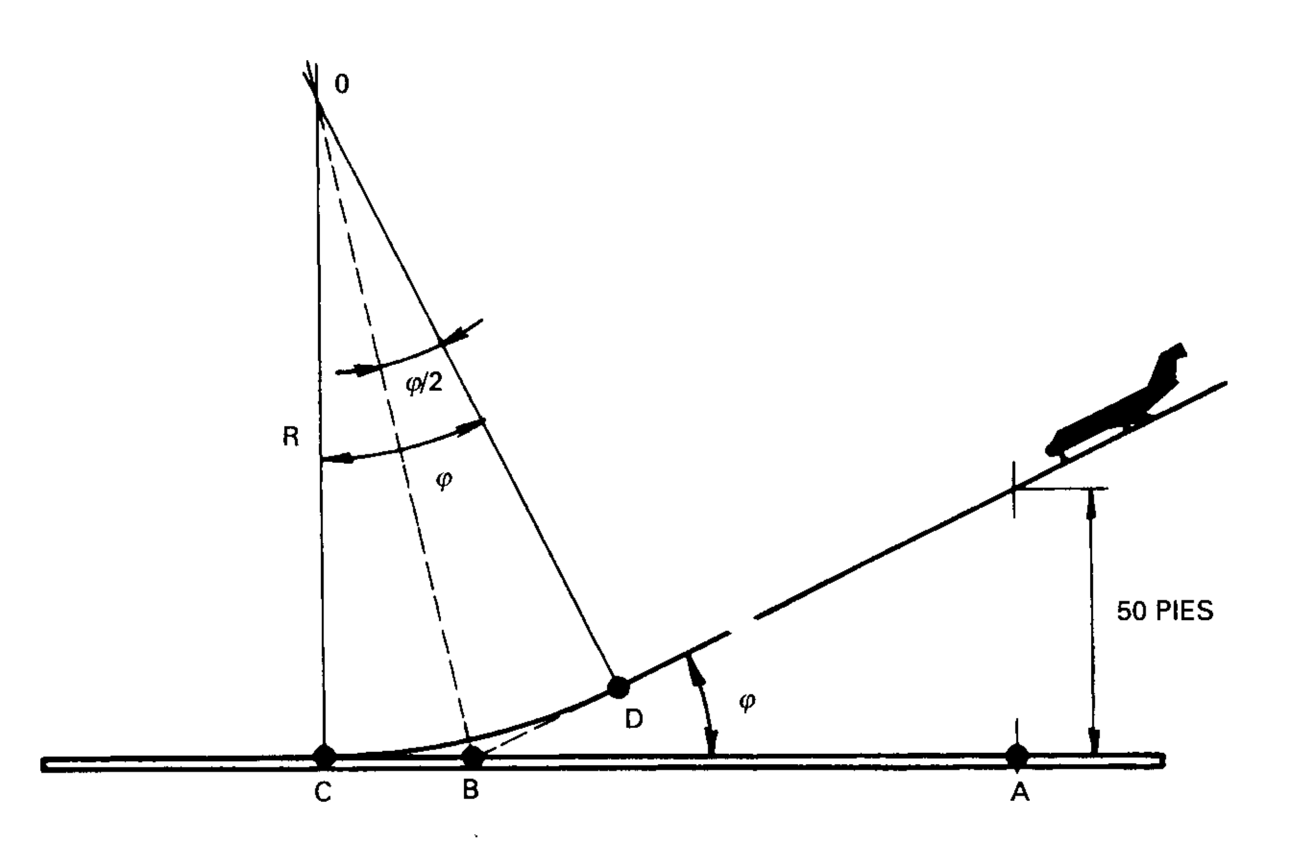


Fig. 10.3.

La distancia AC puede calcularse como sigue:

$AC = AB + BC$

$AB = \dfrac{50}{tg\,\varphi}$ suponiendo φ pequeño será $\varphi \simeq \text{tg}\,\varphi$

$AB = \dfrac{50}{\varphi}$

Por otro lado los triángulos OCB y OBD son iguales, y

$CB = R \cdot tg\,\dfrac{\varphi}{2} \simeq R \cdot \dfrac{\varphi}{2}$ luego

$$AC = AB + BC = \frac{50}{\varphi} + R \cdot \frac{\varphi}{2} \qquad [10.6.]$$

El valor del ángulo φ de descenso recordemos de 6.16. que es $\varphi = \dfrac{D - T}{W}$ o bien

$\varphi = \dfrac{D}{W} - \dfrac{T}{W}$ como $W = L$ (si φ es pequeño)

$$\varphi = \frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W} \qquad [10.7]$$

El valor del radio de círculo R, durante la recogida se puede calcular a partir de las fuerzas que actúan sobre el avión en ese momento (fig. 10.4). Proyectando las fuerzas en la dirección de la sustentación

$$L = W \cdot \cos\beta + F_i \qquad [10.8]$$

en donde β es el ángulo de la figura, que es pequeño, por tanto $\cos\beta \simeq 1$, y F_i es la fuerza de inercia. Debido a estar describiendo un movimiento circular su valor será: F_i = *masa . aceleración normal*, $F_i = m \cdot a_N$, *siendo* $a_N = V^2/R$

$m = \dfrac{W}{g}$, luego $F_i = \dfrac{W}{g} \cdot \dfrac{V^2}{R}$ quedará sustituyendo en la ecuación 10.8,

$L = W + \dfrac{W}{g} \cdot \dfrac{V^2}{R}$ · diviendo por el peso:

$\dfrac{L}{W} = 1 + \dfrac{V^2}{g \cdot R}$ el valor de $\dfrac{L}{W}$ es lo que se denomina factor de carga n, como veremos en el capítulo siguiente, luego $n = 1 + \dfrac{V^2}{g \cdot R}$ despejando R:

$$R = \frac{V^2}{g\,(n - 1)} \qquad [10.9]$$

sustituyendo los valores obtenidos de φ (ec. 10.7), y R (ec. 10.9) en la ec. 10.6 obtenemos:

$$AC = \frac{50}{\dfrac{C_D}{C_L} - \dfrac{T}{W}} + \frac{V^2 \cdot \left(\dfrac{C_D}{C_L} - \dfrac{T}{W}\right)}{2g\,(n - 1)},$$

y recordando que:

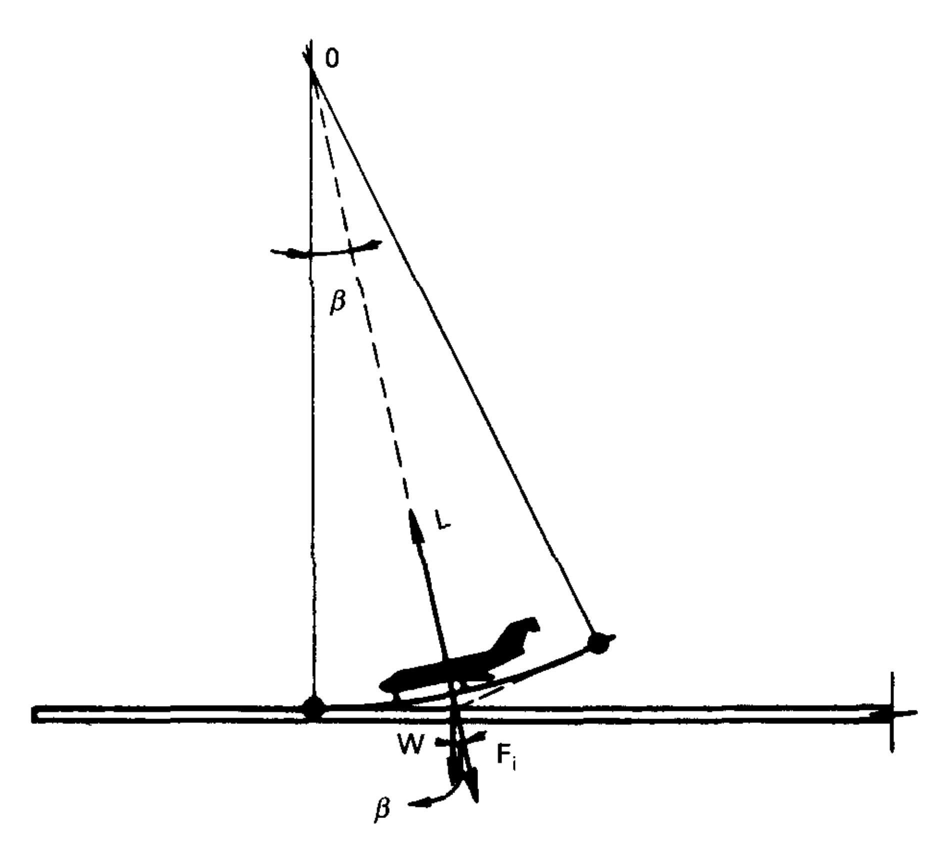


Fig. 10.4.

$$W = L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \qquad \text{despejando} \qquad V^2 = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_L}$$

y sustituyendo

$$AC = \frac{50}{\dfrac{C_D}{C_L} - \dfrac{T}{W}} + \frac{W \cdot \left(\dfrac{C_D}{C_L} - \dfrac{T}{W}\right)}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_L \cdot (n-1)} \qquad [10.10]$$

Este método tiene el error de que considera la velocidad constante y desde el punto *A* al *C* puede haber, por ejemplo, una disminución de 5 kt. El orden de magnitud del tiempo en esta distancia es de unos 4 segundos. La distancia *AC* tiene un valor típico de unos 1.000 ft, que puede ser de 1.500 ft en los grandes cuatrimotores.

En cuanto a las fuerzas que actúan desde el punto en el que el avión toca el suelo hasta que se para, son las mismas que en el caso de despegue, fig. 10.1, solamente que la tracción o empuje *T* será despreciable, o incluso negativo (reversa), y la fuerza de rozamiento tendrá un valor considerable, ya que en el recorrido de aterrizaje se aplican los frenos, y por tanto el coeficiente de rozamiento será mucho mayor. Esta distancia vendrá dada por una ecuación análoga a la 10.5, basta con cambiar los signos de las fuerzas.

$$s = \frac{W}{g} \int_{V_W}^{V} \frac{(V - V_W) \cdot dV}{D + W \cdot (\mu + \varphi) - T - \mu \cdot L} \qquad [10.11]$$

En el cálculo detallado habría que tener en cuenta que durante un breve período de tiempo a partir del punto *C*, unos 2 seg., el avión está sin la aplicación de frenos. También la resistencia *D* aumentará considerablemente después de ese período si se extienden los spoilers, si la extensión es automática, el período de tiempo a considerar desde *C* hasta el aumento de la resistencia podría ser menor (1 seg.)

El aumento del coeficiente de rozamiento respecto al caso de despegue es considerable, y varía mucho con el estado de la pista, un valor medio es 0,3, que en una pista seca en buenas condiciones puede llegar a más de 0,4 y en una mojada en malas condiciones a menos de 0,2.

La extensión de los spoilers, además del aumento de resistencia al destruir la sustentación, hace que sea más efectiva la fuerza de rozamiento.

Al poder tener *T* un valor negativo, debido a la reversa, y por tanto con el signo negativo de la ecuación, convertirse en sumando, disminuye el valor de *s*. La efectividad de la reversa es mayor a velocidades altas, por tanto conviene usarla tan pronto como sea posible. En pistas deslizantes puede ser el medio de frenado más efectivo.

10.7. INFLUENCIA DEL FRENADO Y DE LOS FLAPS EN EL ATERRIZAJE

Hemos visto que la fuerza de frenado es $F_r = \mu \cdot (W - L)$, el valor del coeficiente de rozamiento, debido a la aplicación de los frenos, tiene un valor considerable durante el aterrizaje, y por tanto la fuerza de rozamiento será la más importante.

Además del coeficiente de rozamiento, es necesario considerar el otro factor que interviene en F_r, esto es: $W - L$. Es evidente que interesa que la sustentación tenga el menor valor posible, con el fin de que $W - L$ sea grande.

Ahora bien, por otro lado conviene que la velocidad de aterrizaje sea lo menor posible, y con ese fin vimos en el cap. 5, que se utilizaban los dispositivos hipersustentadores (flaps, ranuras, etc.), los cuales, aumentaban el valor del $C_{L\,máx.}$ considerablemente y también aumentaba el coeficiente de resistencia (acción de frenado). Durante la aproximación y hasta el momento en que el avión toca el suelo, desde luego hay que tener deflectados los flaps para reducir la velocidad; podríamos pensar que debido al aumento de C_D que producen los flaps deflectados sería conveniente durante la carrera por el suelo tenerlos en esa posición, sin embargo, eso también significaría una mayor sustentación *L*, y por tanto una fuerza de frenado menor, $F_r = \mu \cdot (W - L)$,

y como hemos dicho que la función de los frenos es de mayor importancia, convendrá recoger los flaps antes de la aplicación de los frenos.

Solamente en el caso de que los frenos estuvieran fuera de funcionamiento, podría pensarse que fuera útil el uso de los flaps durante toda la carrera sobre el suelo.

Es interesante sin embargo, considerar que la acción de frenado aerodinámico, y por tanto, de los flaps, depende del cuadrado de la velocidad, y por tanto, será más efectiva cuanta más velocidad tenga el avión; si entre el momento de tocar el suelo y el de aplicación de los frenos por cualquier motivo existiese un margen suficiente, los flaps deflectados ayudarían a frenar.

Como hemos visto, debido a la gran importancia del frenado, sería deseable que la sustentación, cuando se aplican los frenos tenga un valor mínimo (retracción de flaps). Con el fin de hacer la sustentación mucho más pequeña y además aumentar la resistencia aerodinámica, pueden utilizarse los *spoilers* inmediatamente después de tocar el suelo.

Normalmente la rueda de morro, no está dotada de frenos, para que la acción de frenado sea más enérgica convendrá, que la mayor parte del peso del avión, sea soportada por las ruedas del tren principal, de forma que el peso que soporte la rueda de morro sea lo menor posible (la única utilidad será para el control del avión). Sin embargo la fuerza de rozamiento que producen los frenos crea un momento que tiende a hacer que la rueda de morro se apriete contra el suelo. Para evitarlo, convendrá, durante la deceleración del avión, tirar de la palanca hacia atrás, aunque sin llegar a levantar la rueda de morro del suelo.

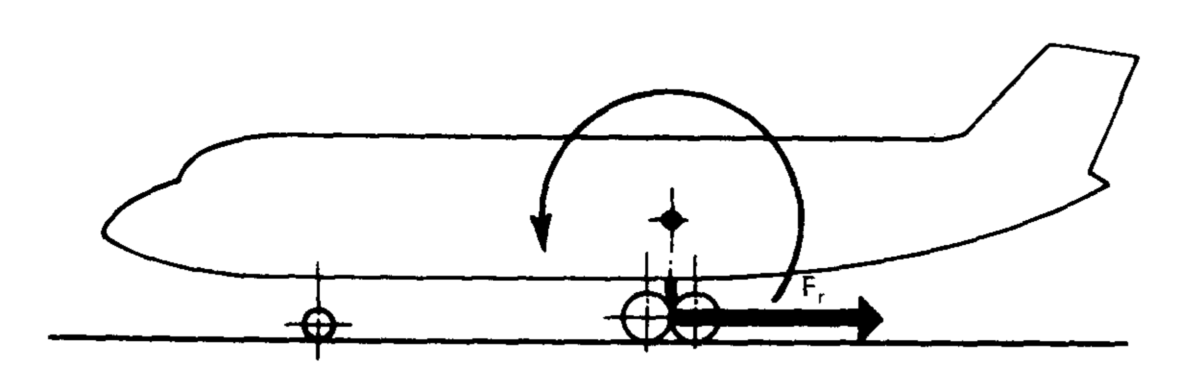


Fig. 10.5.

Por último, es importante señalar las consecuencias que tiene una acción de frenado excesiva; el resultado puede ser que la rueda se decelere, llegando un momento en que quede blocada y empieze a deslizar sobre la superficie de la pista, sin girar alrededor de su eje, este deslizamiento puede dar lugar a que el neumático se rompa, y además reduce el coeficiente de roza-

miento y por tanto, la fuerza de rozamiento. De lo anterior se deduce que la acción sobre los frenos debe ser efectuada de una forma paulatina, aumentándola lo que sea necesario, pero teniendo cuidado de no llegar al límite en el cual la rueda deje de girar y empiece a deslizar.

Analizando con más detalle el valor de la fuerza de rozamiento $F_r = \mu \cdot (W - L)$ es de destacar que en la frenada las ruedas tienen dos movimientos, el de giro y uno de deslizamiento. El valor máximo del coeficiente de rozamiento efectivo, μ, se produce cuando el deslizamiento es pequeño. Este valor máximo de μ, $\mu_{máx.}$, depende de: la velocidad (es mayor a bajas velocidades), de la presión de los neumáticos y del tipo de superficie de pista.

Cuando el deslizamiento es muy grande el coeficiente de rozamiento es muy pequeño, con el fin de evitar esta situación y la de la condición extrema de bloqueo total de las ruedas, la mayor parte de los sistemas de frenos de los aviones están provistos de sistemas antibloqueo (antiskid), que hacen que automáticamente los frenos funcionen de forma que exista ese deslizamiento pequeño en el cual se presenta el $\mu_{máx}$.

En el caso de no disponer de antiskid y para lograr una buena efectividad de los frenos el piloto debe presionarlos a fondo, y a continuación ir bombeando los frenos ligeramente, con lo que se consigue una actuación parecida a la que automáticamente realizaría el antiskid.

Los valores típicos de $\mu_{máx.}$ oscilan entre 0,6 y 0,8, pero que quedan reducidos por factores tales como vibraciones del tren y rendimiento del sistema antiskid a valores entre 0,4 y 0,5.

10.8. INFLUENCIA DE LA VELOCIDAD EN EL ATERRIZAJE

En el capítulo 9 y en 10.6, hemos visto que la velocidad de aterrizaje debe ser 1,3 V_S, esta velocidad es generalmente la mínima a la cual el avión puede aterrizar, efectuando la operación con seguridad. Si la velocidad es inferior a este valor, se corre el peligro de que el avión entre en pérdida, o que la velocidad de descenso vertical *(R/D)* sea excesiva.

Si la velocidad es superior, el efecto principal será sobre la distancia necesaria para parar el avión, que aumentará considerablemente (Vid. ec. 10.11), ya que dicha distancia depende del cuadrado de la velocidad. Además, una vez que el avión toque el suelo, el exceso de velocidad hará que tenga una sustentación mayor y por tanto la fuerza de rozamiento debido a la acción de los frenos, será pequeña.

10.9. INFLUENCIA DE OTROS FACTORES EN EL ATERRIZAJE

Uno de los factores que más influencia tienen sobre la distancia de aterrizaje es *el peso*, ya que la velocidad de pérdida depende únicamente del mismo (expresada en *EAS*), aumentando conforme lo hace aquél, por tanto, si el peso de aterrizaje es grande, lo será V_S y también la velocidad de aterrizaje 1,3 V_S, las consecuencias en cuanto a longitudes de pista necesarias son aná-

logas a las del párrafo anterior. Además el peso influye directamente, aumentando la longitud para parar proporcionalmente, como se observa en la ec. 10.11.

El *viento* tiene gran importancia, ya que el avión aterriza a una velocidad independiente del viento, pero que respecto al suelo se traduce en una velocidad menor o mayor, según exista componente de viento en cara o cola, disminuyendo o aumentando considerablemente la longitud de pista necesaria.

La *altitud densidad* (Presión altitud y temperatura) influye debido a que al ser la velocidad de aterrizaje expresada en *EAS* un valor fijo e independiente de la altitud para un peso determinado, nos encontramos que la velocidad verdadera (que será igual a la velocidad respecto al suelo si consideramos que no existe componente de viento en la dirección de la pista) será: $TAS = EAS/\sqrt{\sigma}$, a nivel del mar ambas (*TAS* y *EAS*) serán iguales, pero conforme la altitud densidad aumente, $\sqrt{\sigma}$ disminuirá, y como la *EAS* es un valor fijo la *TAS* aumentará, luego la influencia vendrá afectada en cuanto a velocidad por el factor $\sqrt{\sigma}$. Como las distancias de aterrizaje dependen de las velocidades al cuadrado, la influencia de la altitud densidad vendrá afectada por el factor σ. La relación entre la distancia para aterrizar a nivel del mar D_O, y a una altitud densidad determinada D_h será $D_h = D_O/\sigma$, como σ es menor que la unidad, las distancias aumentarán conforme lo haga la altitud.

La pendiente de la pista, influye por la componente del peso en la dirección de la pista, disminuyendo la distancia si es positiva y viceversa. Sin embargo, este efecto no es de gran importancia, debido a que los valores normales de las pendientes de la pista son pequeños. En los requisitos de longitud de pista para el aterrizaje del FAA no se considera.

10.10. INFLUENCIA DE LAS CONDICIONES DE LA PISTA EN LOS DESPEGUES Y ATERRIZAJES

El estado de la superficie de la pista: seca, húmeda, con nieve o aguanieve, es de una gran importancia en estas fases del vuelo, y se espera que cada vez sea mayor, debido a que su influencia aumenta con el valor de la velocidad.

Este es el motivo, por el cual las actuaciones de los reactores en el despegue y en el aterrizaje están más afectadas por estas condiciones que las de los aviones de émbolo.

En el despegue si existe nieve, agua o aguanieve sobre la pista la aceleración se reduce por la resistencia que ofrecen estos elementos a las ruedas,

y además, caso de que fuera necesario abortar el despegue, la acción de frenado se vería disminuida notablemente, debido a que el coeficiente de rozamiento máximo que se puede obtener sin que las ruedas deslicen es muy inferior al que existiría si la pista estuviera seca.

En el aterrizaje la influencia es aún mayor, debido a lo expuesto anteriormente sobre el valor máximo del coeficiente de rozamiento.

El caso de pista mojada puede dar lugar a un fenómeno conocido con el nombre de hidroplaneo, que se estudia al final del capítulo.

10.11. EFECTO DEL SUELO

Cuando un avión vuela próximo al suelo experimenta una serie de fenómenos, que afectan a sus características aerodinámicas. Aunque es el conjunto del avión: alas, fuselaje y cola, el que queda afectado, la influencia principal es la que experimentan las alas. Los fenómenos a que da lugar la proximidad del suelo se conocen con el nombre de *efecto del suelo*, y producen

Fig. 10.6.

una disminución de la resistencia al avance del avión y un aumento de la sustentación, como vamos a ver a continuación.

Recordemos que debido a la presencia del ala, la distribución de líneas de corriente alrededor de ella, era de tal forma que inmediatamente delante del borde de ataque, existía una deflexión de la corriente hacia arriba, y detrás del borde de salida una deflexión de la corriente hacia abajo.

Se comprende fácilmente que esta distribución de líneas de corriente quedará modificada, si la tierra (o el agua) están suficientemente próximos al ala, de forma que existe una reducción en las deflexiones verticales anteriormente citadas, tanto delante del *b. a.* como detrás del *b. s.* fig. 10.6.

Si recordamos (Vid. 4.5 y 4.6) los valores del ángulo de ataque inducido y de la resistencia inducida, vemos que una disminución de la corriente hacia abajo, significa un menor valor del ángulo de ataque inducido, y por tanto una disminución de la resistencia inducida, o del coeficiente C_{Di}. Ésta disminución de la resistencia inducida, dará lugar a que la resistencia total del avión también disminuya.

El estudio del efecto del suelo puede hacerse teóricamente, suponiendo que exista una superficie imagen. Si se quiere estudiar la influencia sobre un perfil, el efecto del suelo se traduce en que será necesario considerar los dos perfiles que aparecen en la fig. 10.7, es decir, de un biplano que tuviera los perfiles como indica la figura.

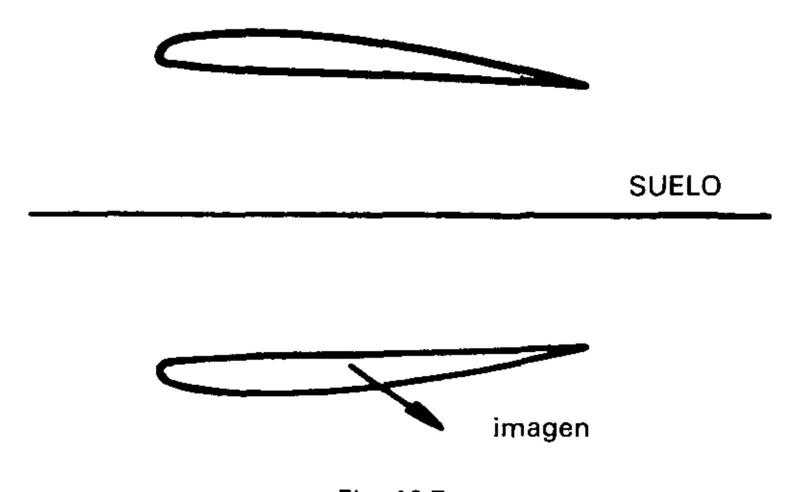


Fig. 10.7.

Pasando a considerar lo que le ocurre al ala completa, la influencia principal del suelo, es en cuanto a los torbellinos de punta de ala. En la fig. 10.8 se representa el ala y su imagen, el efecto de los dos es una disminución del torbellino de punta de ala. Esta disminución del torbellino de punta de ala, da lugar a una disminución de la resistencia inducida.

El efecto del suelo, tiene una influencia tanto mayor cuanto más próximo está el avión del suelo, y depende también de la envergadura del avión. Cuanto mayor sea la envergadura, mayor será el efecto, para una misma distancia del suelo. En general depende del valor de la relación:

$$\frac{\textit{altura sobre el suelo}}{\textit{envergadura}}$$

Hemos explicado como tiene lugar una disminución del ángulo de ataque inducido, α_i, y en qué forma afecta a la resistencia.

En la sustentación la disminución de α_i, influye de forma análoga (recordemos 4.3. y fig. 4.11); una disminución de α_i, significa un aumento del ángulo de ataque α_O, y por tanto un aumento de la sustentación para una misma actitud del avión, o lo que es igual, que será necesario un ángulo de ataque menor para conseguir la misma sustentación. La influencia sobre la sustentación (C_L) la representamos en la fig. 10.9. La influencia sobre la resistencia la representamos en la fig. 10.10, en forma de potencia o empuje necesario para el vuelo, (recordemos que una disminución de la resistencia, significa una potencia o empuje necesario menor).

De la fig. 10.9 podemos observar que el coeficiente de sustentación máximo, y el ángulo de ataque que produce sustentación nula son prácticamente iguales con y sin efecto del suelo. Recordando lo expuesto en 4.10, podemos decir que el efecto del suelo puede equivaler a un aumento del alargamiento.

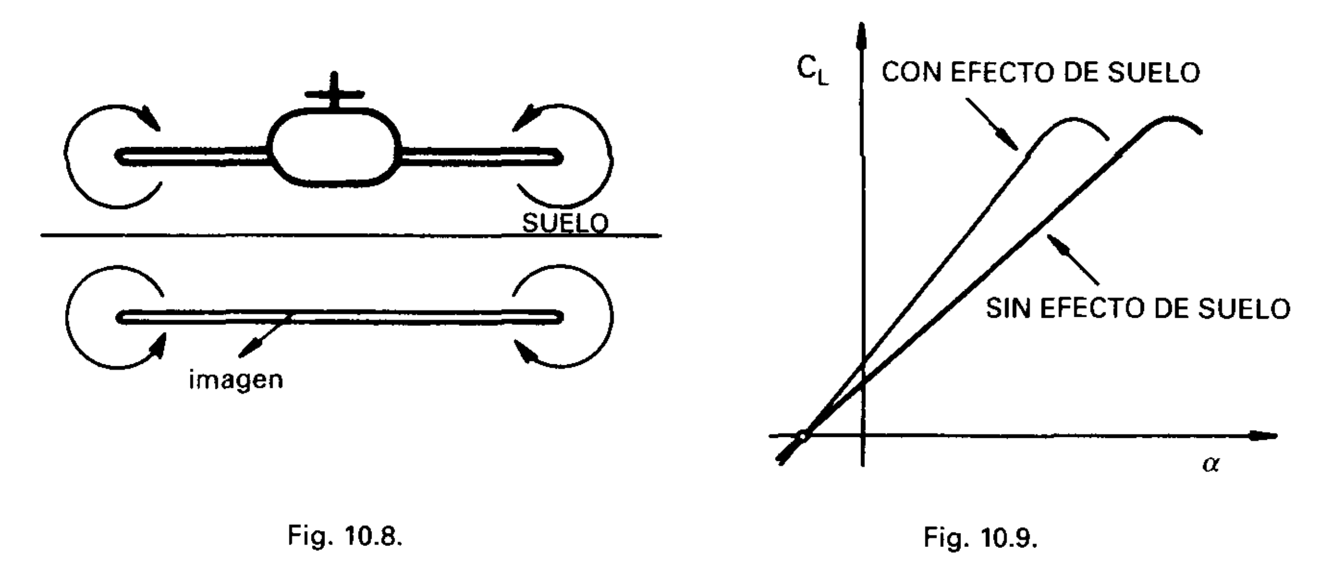


Fig. 10.8.

Fig. 10.9.

De la fig. 10.10, se deduce que podría darse el caso de que un avión tuviera, por ejemplo en un despegue, potencia suficiente para elevarse sobre el suelo, pero que sin embargo, al llegar a una cierta altura, pequeña, y dejar de aparecer dicho efecto necesitando una potencia mayor, si los motores no pudieran proporcionarla sería incapaz de elevarse más, en definitiva que podría sólo volar a una altura muy baja en donde tuviera lugar el efecto del suelo.

También podemos obtener otra conclusión en cuanto al alcance máximo del avión, si fuese posible volar próximo a la superficie, porque ésta fuera

plana, por ejemplo el mar, nos encontraríamos con que el alcance del avión aumentaría considerablemente.

Por su naturaleza este efecto sólo será apreciable en los despegues y aterrizajes, las variaciones experimentadas de L y D traerán como consecuencia un aumento considerable del valor L/D, y por tanto una tendencia a la *flotabilidad del avión.*

Los cambios en la deflexión vertical de la corriente, debido al efecto del suelo, dan lugar a otros fenómenos importantes.

Como en el aterrizaje se manifiesta el efecto del suelo y un factor importante es que el timón de profundidad tenga potencia suficiente durante la recogida, produciendo la cola horizontal suficiente fuerza hacia abajo, la reducción en la deflexión vertical de la corriente hará que, para iguales condiciones, cerca del suelo sea necesario poder disponer de más deflexión del timón de profundidad y ejercer también más fuerza en la palanca que en vuelo lejos del suelo.

A pesar de la influencia en la estabilidad longitudinal, el valor en el coeficiente de momento para sustentación nula C_{MO}, (Vid. 13.3), resulta prácticamente inalterado.

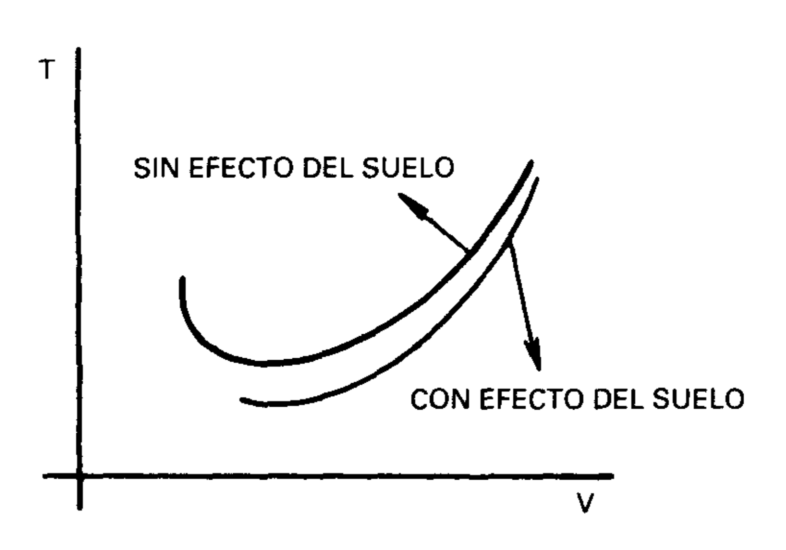


Fig. 10.10.

Esos mismos cambios en las deflexiones verticales delante y detrás del ala, y en los torbellinos de punta de ala, podrían dar lugar a un cambio en el error de posición del anemómetro. Normalmente este efecto produciría un aumento de presión en la toma estática, y por tanto, una velocidad indicada menor.

En 10.7, hemos afirmado que el frenado mecánico de las ruedas era de una importancia mucho mayor que el de la resistencia que el aire ofrecía al

avance del avión (motivo por el que aunque los flaps aumentaran la resistencia al avance, convenía recogerlos en la carrera de aterrizaje con el fin de que la fuerza de apoyo del avión con la pista fuera mayor y por tanto, más eficaz la acción de frenado), con lo expuesto anteriormente lo confirmamos, ya que en la carrera de aterrizaje, tendrían lugar los efectos del suelo y por tanto existiría una disminución notable de la resistencia al avance del avión.

Resumiendo:

– El efecto del suelo es más acusado en aviones con ala baja que en aviones con ala alta.

– Se produce una reducción importante de la deflexión de la corriente hacia abajo detrás del ala (puede ser del orden del 12%) que se traduce en:
  a) Mayor ángulo de ataque efectivo α_0.
  b) Mayor sustentación.
  c) Menor resistencia inducida (la reducción puede ser del orden del 35%).
  d) Disminuye el ángulo de ataque de entrada en pérdida.
  d) Menor *R/D*, velocidad vertical de descenso.
  e) Aumenta la estabilidad estática longitudinal.
  f) Cambia la compensación, de modo que se necesita un mayor valor de la deflexión del timón de profundidad arriba para un mismo C_L.

En el caso de un avión aterrizando el efecto del suelo significa:

– Si el ángulo de ataque se mantiene cte. hay mayor sustentación y el avión flota, para evitarlo hay que disminuirle.

– Hay menor resistencia inducida, tiende a flotar, se necesita menos empuje. La resistencia parásita no cambia.

– Las tomas de presión estática detectan un valor mayor de p_s, la IAS disminuye.

– La estabilidad estática longitudinal aumenta.

– En un avión convencional se experimentaría un momento de picado.

– Para contrarrestar el efecto de la flotabilidad probablemente será necesario reducir potencia en la fase final de la aproximación.

En el caso de avión despegando el efecto del suelo significa:

– Se necesita mayor ángulo de ataque para obtener igual sustentación.

– Existe mayor resistencia inducida, se necesitará mayor empuje.

- Disminución de la estabilidad estática longitudinal
- Un avión convencional experimentará un momento de encabritado.
- Las tomas de estática detectan un valor mayor de p_s, la IAS aumenta.

En los despegues desde portaviones, al dejar de existir súbitamente la cubierta (el suelo) la manifestación de la falta del efecto del suelo es muy apreciable.

El efecto del suelo también es importante en los helicópteros.

10.12. HIDROPLANEO

Se conoce con este nombre a un fenómeno que tiene lugar cuando la pista está mojada o contaminada, y en el que las ruedas dejan de girar y simplemente deslizan, dejando de tener eficacia completamente la acción de frenado. El estudio del fenómeno es extremadamente complicado, interviniendo diversos parámetros como son: espesor de la capa de agua, propiedades elásticas de la goma, grado de contaminación de la pista y geometría y rugosidad del neumático. Se suelen distinguir tres tipos de hidroplaneo: dinámico, viscoso y por revenido del caucho.

El *hidroplaneo dinámico* es quizá el más conocido y estudiado, y se produce cuando existe agua estancada sobre el pavimento. La capa de agua entre el pavimento y la rueda actúa como una cuña impidiendo el contacto entre ambas superficies. Esto llega a ocurrir cuando la presión del agua entre las dos superficies es tal, que la fuerza hidrodinámica originada por dicha presión, llega a igualar la carga total que soporta la rueda dejando ésta de girar y empezando a deslizar sobre el pavimento sin ninguna posibilidad de control ni de acción de frenado. Normalmente ocurre cuando la capa de agua tiene bastante espesor y el agua estacionada debajo de la rueda no se elimina con la rapidez suficiente para permitir que haya un contacto completo con el suelo. Si la velocidad es elevada, es razonable suponer que los efectos de viscosidad son despreciables, ya que el número de Reynolds será elevado y predominarán los efectos de inercia o dinámicos. Por los ensayos realizados con aviones y automóviles se ha encontrado que la velocidad a que empieza a ocurrir el fenómeno, depende sólo de la presión de inflado del neumático y viene dada por

$$V = 9 \cdot \sqrt{p}$$

en donde

V = Velocidad mínima a que puede empezar el hidroplaneo en kt.

p = Presión de inflado del neumático en libras por pulgada cuadrada.

La fórmula anterior se puede aplicar a cualquier tipo de vehículo: automóvil o avión, así para un coche con una presión de inflado de neumático de 25 libras/pulgada cuadrada, la velocidad de hidroplaneo sería de 45 kt. Para un avión con $p = 144$ resultaría $V = 108$ kt. El coeficiente de rozamiento, cuando tiene lugar este fenómeno, puede llegar a tener unos valores tan extremadamente bajos como en el caso de una pista helada. Un hecho muy importante es que una vez que el fenómeno se ha producido, el hidroplaneo puede continuar incluso cuando la velocidad es muy inferior a aquella a la que empezó. Como se ve el peso del avión no interviene en el fenómeno, ya que su valor no varía la presión de inflado (lo único que hace es que la superficie de contacto rueda-pavimento sea mayor o menor).

En las pruebas efectuadas por la NASA se ha comprobado que el hidroplaneo puede persistir hasta $V = 7,7 \cdot \sqrt{p}$.

La expresión $V = 9\sqrt{p}$, se convierte en $V = \frac{1}{9}\sqrt{p}$ si la presión se expresa en pascales, o en $V = 34\sqrt{p}$ si la presión se expresa en kg/cm^2. Por supuesto el valor de V viene siempre en kt.

Como la rueda de morro tiene una presión de inflado menor que las del tren principal, acusará el hidroplaneo a velocidades inferiores.

Un factor de bastante influencia es el dibujo de las gomas de los neumáticos, sin dibujos o con dibujos muy gastados, puede producirse con un espesor de agua de 2 o 3 mm, y con dibujos profundos se puede llegar a tener 5 o 6 mm de agua sin que aparezca el hidroplaneo.

El hidroplaneo dinámico puede no ser total, sino que afecte de forma parcial a las ruedas, siendo entonces las velocidades a las que ocurre bastante inferiores.

Este tipo de hidroplaneo, a pesar de ser el más estudiado, es quizá el que más difícil sea que se produzca, debido a que las condiciones para ello sean también más difíciles de encontrar.

El *hidroplaneo viscoso,* se produce cuando la viscosidad del agua se altera debido a la existencia de polvo, aceite u otras materias grasas, hecho que puede ser frecuente cuando caen los primeros chubascos sobre un pavimento seco. La mezcla del agua con estas substancias tiene una viscosidad elevada y es difícil su eliminación por las ruedas. En este caso lo que predomina son los efectos de viscosidad, y la velocidad de comienzo del fenómeno es menor que la proporcionada por la fórmula anterior y difícil de predecir.

El *hidroplaneo producido por el revenido de la goma* de los neumáticos es un fenómeno poco conocido y que puede ser producido por el calor originado durante la fricción de las ruedas con el suelo, que daría lugar a un vapor sobrecalentado si la pista está parcialmente mojada (no hace falta que

lo esté toda ella), este vapor quedaría entre la rueda y el suelo a una presión y temperatura elevada, aislando uno del otro y produciendo un revenido de la goma que volvería a su estado de caucho sin curar.

Una vez que el fenómeno del hidroplaneo se ha manifestado, el método más efectivo para parar el avión es el uso de la reversa, aunque es necesario actuar con precaución, porque si existe viento cruzado el avión se comporta como una veleta respecto al viento relativo y habrá que reducir el empuje de reversa en los motores pertinentes.

Con el fin de intentar evitar la aparición del hidroplaneo, convendrá aterrizar con la mayor deflexión posible de flaps. También será conveniente la deflexión de los spoilers ya que aumentará la fuerza de las ruedas contra el suelo; en los aviones con dispositivo automático de deflexión de spoilers basado en el comienzo de rotación de las ruedas, existe la posibilidad de que si se produce el hidroplaneo, no giren las ruedas y por tanto sea necesario deflectar los spoilers manualmente. En general será conveniente una toma *no suave* para intentar evitar esta condición en el aterrizaje.

11
Limitaciones estructurales, diagrama de maniobra

11.1. ELASTICIDAD. LEY DE HOOKE

Supongamos un cuerpo al cual se le aplica una fuerza exterior, las partículas de este cuerpo tendrán una serie de desplazamientos, creando un sistema de fuerzas entre ellas, hasta que equilibran la fuerza exterior aplicada. Los desplazamientos entre las partículas del cuerpo dan lugar a que éste sufra una deformación.

Si se disminuyen gradualmente las fuerzas exteriores que han causado la deformación del cuerpo, puede ocurrir que éste recupere su forma inicial totalmente o por el contrario que quede con una cierta deformación.

Se denomina *elasticidad* a la propiedad que tienen los cuerpos de recuperar su forma primitiva, cuando desaparecen las fuerzas exteriores que le han deformado.

Un cuerpo se dice que es perfectamente elástico, cuando recupera totalmente su forma primitiva, al desaparecer las fuerzas exteriores que actúan sobre él.

Experimentalmente se ha comprobado que gran número de cuerpos (acero, hormigón, madera, etc.) se comportan como perfectamente elásticos, *siempre que las fuerzas exteriores que actuan sobre ellos no pasen de un cierto valor,* que dependen de la naturaleza del cuerpo.

En el margen en que el cuerpo se comporta como perfectamente elástico se verifica que: *Las deformaciones son proporcionales a las fuerzas que las originan (LEY DE HOOKE).*

11.2. ELASTICIDAD POR TRACCIÓN

Supongamos una barra como indica la fig. 11.1 sometida a la acción de una fuerza *P*, según la Ley de Hooke experimentará una deformación, δ, que será proporcional a *P*, su valor viene expresado por:

$$\delta = \frac{P \cdot l}{E \cdot S}$$

l = Longitud de la barra.
S = Área de la sección.
E = Una constante denominada módulo de elasticidad o de Young. Depende de la naturaleza de la barra.

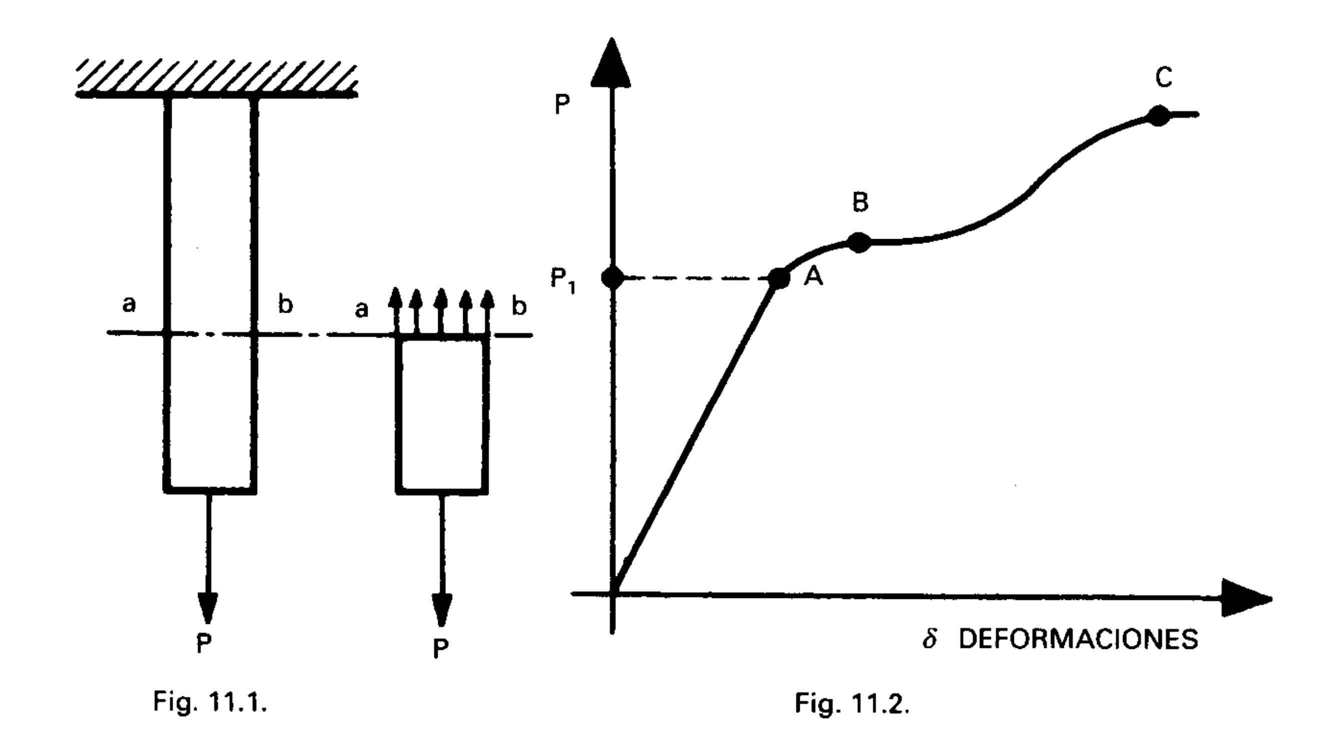


Fig. 11.1.

Fig. 11.2.

Si diéramos un corte a la barra, por ejemplo, por *ab*, en el trozo inferior, las fuerzas que actúan sobre él deben de estar en equilibrio; para ello, es necesario que cada partícula de la parte superior de la barra inmediata a *ab*, ejerza una fuerza sobre la correspondiente de la parte inferior, de forma que la suma de todas estas fuerzas elementales sea *P*. En cualquier sección de la barra ocurriría lo mismo. Este tipo de esfuerzo a que está sometida la barra en cualquier sección se denomina de tracción. De forma análoga podría razonarse en el caso de que la fuerza, en vez de tender a alargar el cuerpo, tendiera a comprimirle. Se denomina esfuerzo de tracción al cociente $\sigma = P/S$.

Es de gran interés observar el comportamiento de la barra cuando se va aumentando el valor de la carga *P*. Para ello, dibujaremos el gráfico de la fig. 11.2, en donde representaremos en abcisas las deformaciones, y en ordenadas las fuerzas. Si empezamos a aplicar fuerzas cada vez mayores, observamos que la deformación, va aumentando, siendo la representación una línea recta debido a la proporcionalidad entre ambas (se cumple la ley de Hooke), hasta llegar a una fuerza, P_1, en la que a partir de ese valor, punto *A*, deja de existir la proporcionalidad, y basta un pequeño incremento de la fuerza para que la deformación aumente considerablemente. El punto *A* se denomina *límite elástico*. Cuando la carga aplicada corresponde a la del punto *B*, observamos que se presenta un alargamiento repentino de la barra, sin que la carga varíe apreciablemente, este punto se denomina de *fluencia*. Al ir aumentando la carga, la barra recupera su resistencia hasta alcanzar un punto *C*, en el que la carga aplicada alcanza su valor máximo, llegando a la rotura de material. El esfuerzo correspondiente a esta carga, se denomina de *rotura*.

Si las cargas que actúan, no han sido superiores al límite elástico, al dejar de actuar, la barra recupera su forma inicial.

Si por el contrario, superan este límite, queda con una deformación permanente.

Es obvio que las estructuras de los aviones deben trabajar por debajo del límite elástico. Para cargas superiores, las deformaciones permanentes que originarían, no darían lugar a un

fallo estructural (a no ser que se llegara al límite de rotura) pero sí a deformaciones permanentes incompatibles con su posterior utilización.

11.3. ELASTICIDAD POR TORSIÓN

Si consideramos un cilindro como el de la fig. 11.3 con un extremo fijo, y sometido el otro a un momento de giro *M*, las generatrices del cilindro se inclinan respecto a su eje. El ángulo

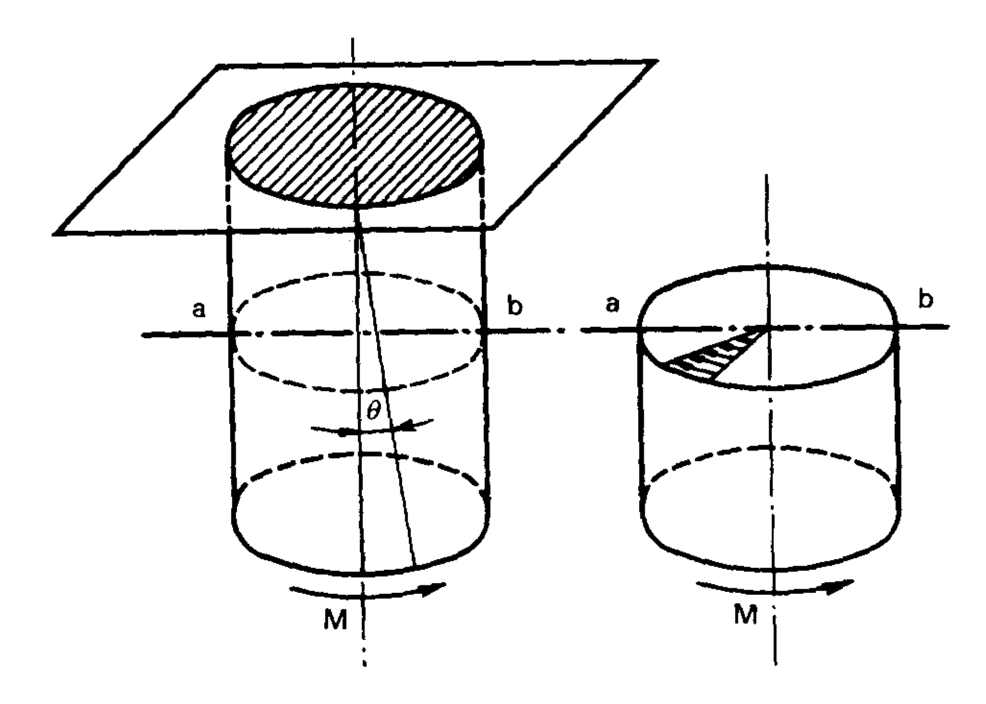


Fig. 11.3.

de giro θ es proporcional al momento aplicado, hasta un determinado valor de éste. Si dibujásemos en un gráfico análogo al 11.2, en ordenadas momentos, y en abcisas, ángulos de deformación, obtendríamos las mismas conclusiones que en la elasticidad por tracción.

Si consideramos una sección *ab* del cilindro, observamos que entre las dos caras de dicha sección, existe una distribución de fuerzas que tendería a hacer deslizar una superficie sobre la otra; este tipo de esfuerzo se denomina *esfuerzo cortante.*

11.4. CARGAS COMBINADAS

Considerando una viga de sección, por ejemplo, rectangular, según el tipo de fuerzas a que esté sometida, trabajará a esfuerzo de tracción (o compresión) y/o esfuerzo cortante.

En el caso de la fig. 11.4, está sometida a tracción, y cualquier sección trabaja solamente a esfuerzo de tracción.

En la fig. 11.5 está sometida a torsión, y una sección trabajará a esfuerzo cortante.

En la fig. 11.6(a), las fuerzas aplicadas tienden a flexar la viga; se dice que trabaja a flexión, deformándola como se indica. Fig. 11.6(b). Obsérvese que todas las partículas por enci-

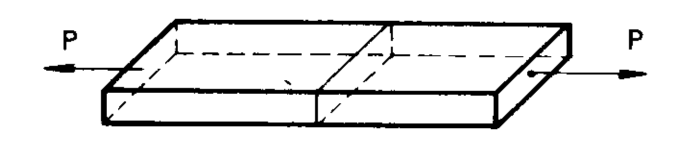


Fig. 11.4.

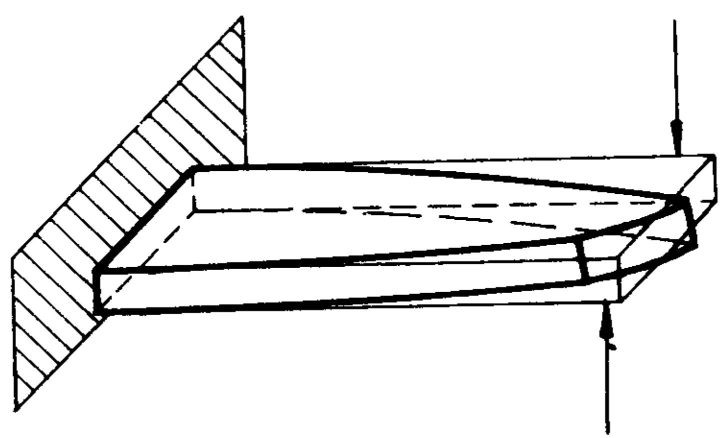


Fig. 11.5.

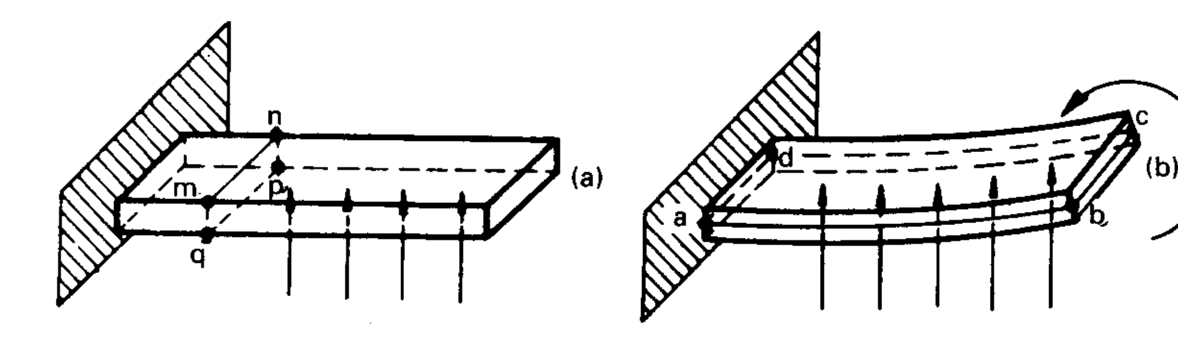


Fig. 11.6.

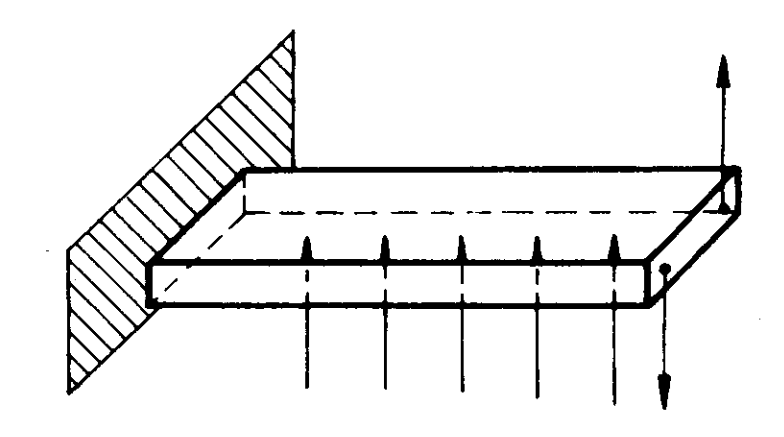


Fig. 11.7.

ma de la sección *abcd* están comprimidas, y las de debajo, extendidas. Luego está trabajando una parte a esfuerzos de tracción, y otra a compresión, además si consideramos una sección como la *mnpq*, vemos que la parte de la derecha de dicha sección tendería a deslizar hacia arriba sobre la de la izquierda; por tanto, está sometida a esfuerzo cortante.

Si la viga estuviera sometida a un tipo de cargas como se indica en la fig. 11.7 trabajaría a flexión y torsión al mismo tiempo, y cualquier sección experimentaría unos esfuerzos de tracción o compresión y cortadura.

11.5. FATIGA

Hasta ahora, hemos analizado el comportamiento de los materiales sometidos a unas fuerzas, estableciendo los conceptos de límite elástico y de rotura. Existe un tipo de cargas, que pueden dar lugar a un fallo estructural sin necesidad de que las cargas aplicadas sean excesivas, y ocurre cuando éstas son variables y repetidas un gran número de veces.

Este tipo de esfuerzos variables y cíclicos se denomina *fatiga*.

Así, puede darse el caso de que una carga que sería perfectamente soportada si actuara de forma estática; si se aplica de forma cíclica gran número de veces, llega a producir la rotura, sin que exista una deformación previa que anunciara la posibilidad de ese riesgo.

El fenómeno empieza por la formación, después de un gran número de ciclos, de una grieta minúscula en la pieza. Si continúa sometida a este tipo de esfuerzos, la grieta aumenta, y se propaga en una sección determinada de la pieza.

Cuando la grieta llega a ser suficientemente grande, el resto de la sección es incapaz de soportar las cargas, y tiene lugar una rotura total.

En las piezas rotas debido a la fatiga, la fractura presenta un aspecto característico tan diferenciado, que mediante un simple exámen de la sección se puede determinar si ha sido o no producida por efectos de la fatiga.

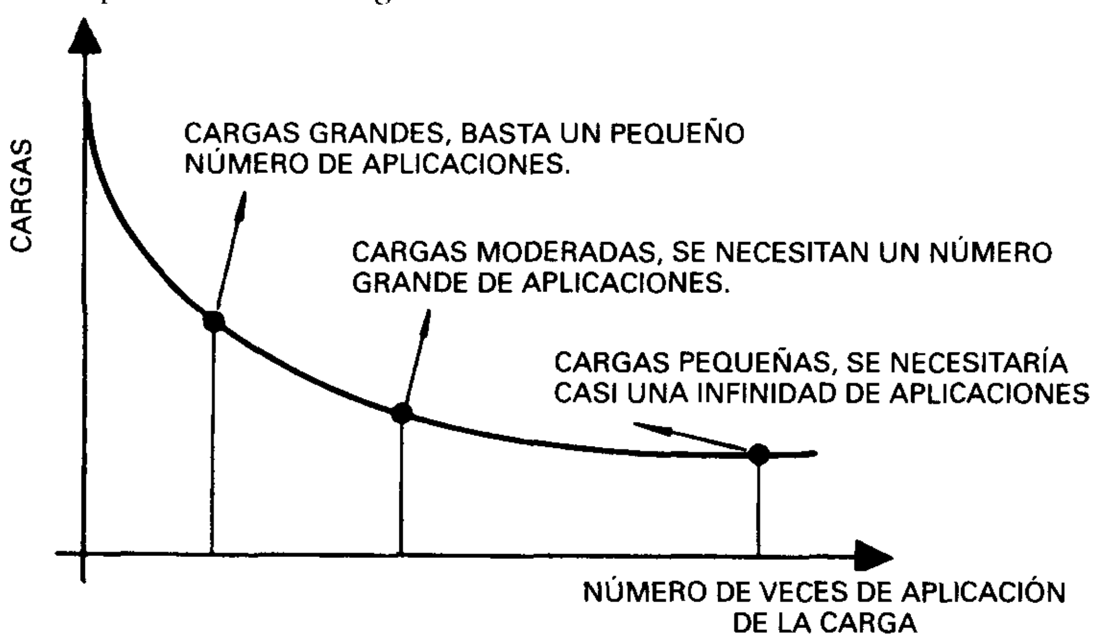


Fig. 11.8.

Mediante la experimentación se puede llegar a construir curvas como la indicada en la fig. 11.8. En el eje de abcisas, se representa el número de veces que se aplica la carga, y en el de ordenadas las cargas aplicadas; la línea representa los puntos donde se produce la rotura (Diagrama de WÖHLER).

11.6. CREEP

En 11.2 hemos visto que si se somete una pieza a un esfuerzo, de modo que no se alcance el límite elástico, se deforma, y vuelve a recuperar su forma primitiva cuando desaparece la carga, y que si la carga aplicada es superior a la que corresponde al límite elástico, pero inferior a la de rotura, la pieza sufre una deformación permanente, aunque sin llegar a romperse. Sin embargo, en este último caso, se comprueba que si se prolonga lo suficiente el tiempo de aplicación de la carga (permanentemente), la pieza continua deformándose cada vez más, pudiendo llegar a romperse, aun cuando la carga aplicada sea bastante inferior a la de rotura. Este fenómeno se conoce con el nombre de *creep*, y lo podríamos definir como la *deformación que tiene lugar en función del tiempo.*

Vemos que cuando se produce una rotura de este tipo, evidentemente es función de dos factores: el tiempo y la magnitud de la carga aplicada. Existe, sin embargo, otro factor de una influencia considerable, que es la *temperatura;* las temperaturas altas tienden a acelerar el fenómeno del creep. Los efectos de una temperatura alta son análogos a los que daría lugar un aumento de la carga, de forma que un mismo proceso de este tipo podría conseguirse por una carga a una determinada temperatura, o por otra carga menor con una temperatura mayor.

En las condiciones normales de funcionamiento, las turbinas de los motores de reacción están sometidas a grandes esfuerzos (el elevado número de r.p.m da origen a una fuerza centrífuga muy grande) y altas temperaturas de los gases de salida; por lo dicho anteriormente, se comprende que si la temperatura es superior al límite permitido por las especificaciones del motor, aunque sea durante un período de tiempo pequeño, puede dar lugar al fallo de sus componentes, a causa del creep.

Análoga conclusión se deduce si el número de r.p.m supera el valor límite especificado durante un período de tiempo apreciable.

11.7. FACTOR DE CARGA

Se define el factor de carga n como la relación

$$n = \frac{Sustentación}{Peso} = \frac{L}{W}$$

En vuelo horizontal, la sustentación es igual al peso, y por tanto, el factor de carga es la unidad; sin embargo, hemos visto en los capítulos precedentes que existen algunas condiciones de vuelo en las que la sustentación es superior al peso, y por tanto, n es mayor que la unidad.

Vamos a ver la relación que liga las velocidades V_S, V_m y el factor de carga n, siendo

V_s : Velocidad de pérdida, en EAS, en vuelo rectilíneo y horizontal.

V_m : Velocidad de pérdida, en EAS, en una maniobra con factor de carga n.

En la pérdida, con o sin maniobra el valor de C_L es el máximo: $C_{Lmáx}$.

En maniobra: $L = \frac{1}{2}\ \rho_0\ V_m^2\ S\ C_{Lmáx}$

En vuelo rectilíneo y horizontal: $W = \frac{1}{2}\ \rho_0\ V_S^2\ S\ C_{Lmáx}$

Dividiendo ambas ec.:

$$n = (V_m/V_S)^2$$

Así, por ejemplo, en un avión en una maniobra que exigiera un factor de carga 2, entraría en pérdida a una velocidad V_m:

$$2 = (V_m/V_S)^2$$

$$V_m = \sqrt{2} \cdot V_S = 1{,}41 \cdot V_S$$

esto es 1,41 veces mayor que en vuelo rectilíneo y horizontal.

11.8. FACTOR DE CARGA EN UN VIRAJE

En un viraje, se verifica, si es φ el ángulo de inclinación lateral: $L = W/\cos\varphi$ en donde al ser cos φ menor que la unidad, la sustentación será siempre mayor que el peso.

El factor de carga será: $n = \dfrac{L}{W} = \dfrac{1}{\cos\varphi}$ [11.2]

Si el ángulo de inclinación fuera, por ejemplo de 60°, cos $\varphi = 1/2$, y sería $n = 2$; es decir, la sustentación en estas condiciones, debería ser doble del peso, luego las alas del avión estarían sometidas a unas cargas dobles, de las que soportarían en vuelo horizontal, y el piloto tendría la sensación de que su peso sería el doble: $2\,g$.

Del estudio de otros tipos de maniobras, se puede ver de qué forma varía el factor de carga y la necesidad, por tanto, de proyectar la estructura del avión, de forma que sea capaz de soportar, 2, 3, 4, etc. veces su peso. El factor de carga para el que se proyecta, dependerá del tipo de maniobras que se prevé va a ejecutar el avión; y será por tanto completamente diferente para un avión de caza, que para uno de pasajeros.

En el apartado anterior hemos visto que la relación que liga la velocidad de pérdida en una maniobra con el factor de carga n, es (ec. 11.1).

$$n = \left(\frac{V_m}{V_S}\right)^2 \qquad \text{luego:}$$

$$V_m = \sqrt{n} \cdot V_S \qquad [11.3]$$

El valor de la resistencia inducida en un viraje, D_{iv}, ec. 6.39, teniendo en cuenta el valor del factor de carga dado por la ec. 11.2, se puede escribir como

$$D_{iv} = n^2 D_i$$

en donde D_i es la resistencia inducida en vuelo rectilíneo y horizontal.

En la tabla que sigue, de forma esquemática, se relacionan los valores del ángulo de alabeo, factor de carga, velocidad de pérdida y resistencia inducida en un viraje, respecto al vuelo rectilíneo y horizontal. Los valores que se dan de aumento de la velocidad de pérdida o de la resistencia inducida, no tienen por qué ser debido precisamente a un viraje, cualquier maniobra que origine un factor de carga mayor que la unidad aumentará también dichos conceptos.

Ángulo de alabeo	0°	15°	30°	45°	60°	75°
n	1	1,03	1,15	1,41	2,00	3,86
Velocidad de pérdida V_m	V_S	1,01 V_S	1,07 V_S	1,19 V_S	1,41 V_S	1,96 V_S
Resistencia inducida	D_i	1,07 D_i	1,33 D_i	2,00 D_i	4,00 D_i	14,93 D_i

11.9. FACTOR DE CARGA EN LA RECOGIDA

El factor de carga en la trayectoria circular de la fig. 11.9 será máximo en la parte inferior, ya que en ese momento la fuerza de inercia F_i, y el peso, tienen la misma dirección y sentido, sumándose algebráicamente. Del equilibrio de fuerzas:

$$L = W + F_i$$

como $F_i = \frac{W}{g}\, a_N = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R}$

obtenemos: $L = W + \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R}$

$$L = W\left(1 + \frac{V^2}{g \cdot R}\right)$$

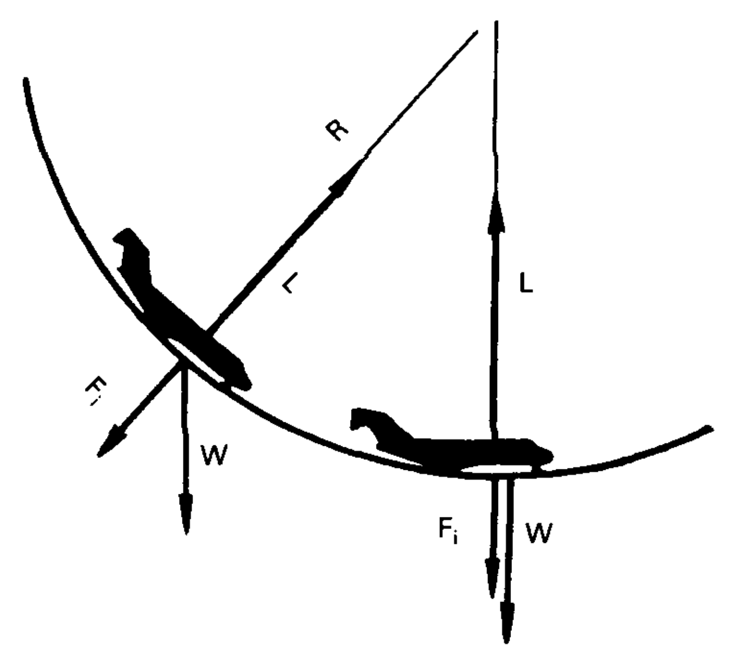


Fig. 11.9.

el factor de carga será $n = \frac{L}{W} = 1 + \frac{V^2}{g \cdot R}$

en donde se observa que aumenta con el cuadrado de la velocidad, y disminuye cuando el radio de giro aumenta. La velocidad de pérdida aumentará al ser n mayor que la unidad, siendo su valor $\sqrt{n} \cdot V_S$ como ya sabemos.

De forma análoga, si el avión describiera una trayectoria como la indicada en la fig. 11.10 tendríamos:

$$L + F_i = W, \quad \text{ó} \quad L = W - F_i = W - \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R}$$

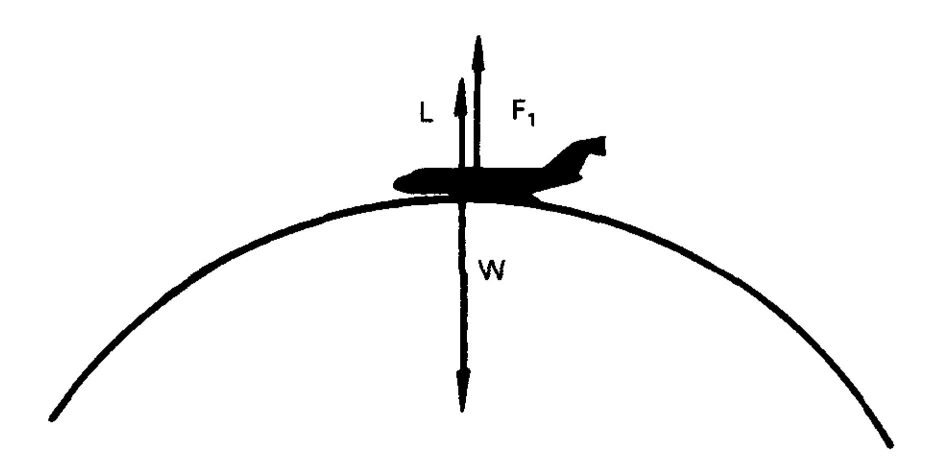


Fig. 11.10.

$L = W\left(1 - \frac{V^2}{g \cdot R}\right)$ el factor de carga $n = \frac{L}{W} = 1 - \frac{V^2}{g \cdot R}$ es menor que la unidad, y la velocidad de pérdida menor que en vuelo horizontal.

11.10. LIMITACIONES ESTRUCTURALES

Hemos visto que el avión en ciertas maniobras; tiene que ser capaz de generar una sustentación igual a n veces el peso: $L = n \cdot W$ debiendo la estructura del avión soportar dichos esfuerzos. Por otro lado las fuerzas que se generan en el avión son proporcionales al cuadrado de la velocidad, V^2. En definitiva, se demuestra que los esfuerzos a que se vé sometido el avión son proporcionales al factor de carga n y al cuadrado de la velocidad.

Con objeto de calcular la estructura del avión, el constructor deberá fijar los valores de las velocidades y del factor de carga, aunque como veremos no tiene una libertad completa para la elección de dichos valores, ya que vienen determinados por las normas de cada país.

El método más adecuado, y que es el utilizado, para representar la combinación de los esfuerzos que producen ambas variables: factor de carga y velocidad, es un gráfico en donde en abcisas se representan velocidades y en ordenadas factores de carga: *Diagrama V - n.*

Además, como vamos a ver en 11.14, se puede obtener un factor de carga diferente de la unidad, no solamente en ciertas maniobras, sino también en el caso de la existencia de ráfagas, lo que da lugar a la existencia de dos diagramas *V - n* denominados:

- Diagrama de maniobra
- Diagrama de ráfagas

Las Autoridades Aeronáuticas exigen, para la certificación del avión, que la estructura tenga la resistencia suficiente para soportar cualquier combinación de velocidad y factor de carga dentro de los diagramas de maniobra y de ráfagas, para toda la gama de altitudes de vuelo elegidos por el constructor y para toda la gama de pesos, entre los pesos mínimo y máximo de cálculo (naturalmente este último debe ser por lo menos igual al peso máximo estructural de despegue), ya que pudiera ocurrir alguna condición en la que con pesos pequeños el comportamiento desde el punto de vista estructural sea peor que con pesos grandes.

Las limitaciones estructurales se pueden considerar desde dos puntos de vista diferentes: el del constructor y el del operador. Desde el punto de vista del constructor, para la resistencia estructural mínima que debe tener el avión para obtener la certificación del avión y desde el operativo para deter-

minar los límites impuestos al operador en la explotación del avión, de modo que las cargas que sufra éste sean inferiores a las cargas de cálculo, estos límites son las velocidades límites de operación que se verán posteriormente.

11.11. DIAGRAMA DE MANIOBRA

De todo lo anterior deducimos que excepto cuando la sustentación es igual al peso, el factor de carga no será igual a la unidad; por ello, si llamamos ΔL (positivo o negativo) al exceso (o defecto) de sustentación sobre el peso para una determinada condición de vuelo:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{W + \Delta L}{W} = 1 + \frac{\Delta L}{W}$$

El diagrama de maniobra, fig. 11.11, consiste en un gráfico en donde vienen representados los factores de carga *n*, en función de las velocidades equivalentes, suponiendo que el avión está sometido a *cargas simétricas*, y que los movimientos de picado o encabritado que se efectúen no sean acelerados. La región *OA*, representa la ec. $V_m = \sqrt{n} \cdot V_S$ o mejor $V^2_m = n \cdot V^2_S$, en donde:

V_m = velocidad de pérdida para el factor de carga (o en maniobra) que se considere.

V_S = velocidad de pérdida en vuelo rectilíneo y horizontal, flaps recogidos.

Como se ve, es la ecuación de una parábola.

El motivo de escoger velocidades equivalentes, es porque los esfuerzos son proporcionales al cuadrado de dicha velocidad, independiente de la altitud y densidad, mientras si se utilizasen velocidades verdaderas habría que tener en cuenta ambas.

La parte *HO*, corresponde a una situación en la cual la sustentación fuera negativa (*n* también sería negativo), la diferencia en cuanto a la parte *OA*, es que la velocidad necesaria para producir un factor de carga negativo determinado, es mayor que la que se necesitaría para el mismo factor de carga positivo.

En definitiva la curva *HOA* define la región en la que el avión entra en pérdida.

Definamos ahora el factor de carga límite y el factor de carga último.

El factor de carga límite es el máximo que se supone que se puede encontrar el avión en servicio.

El factor de carga último es el factor de carga límite multiplicado por un coeficiente de seguridad de 1,5.

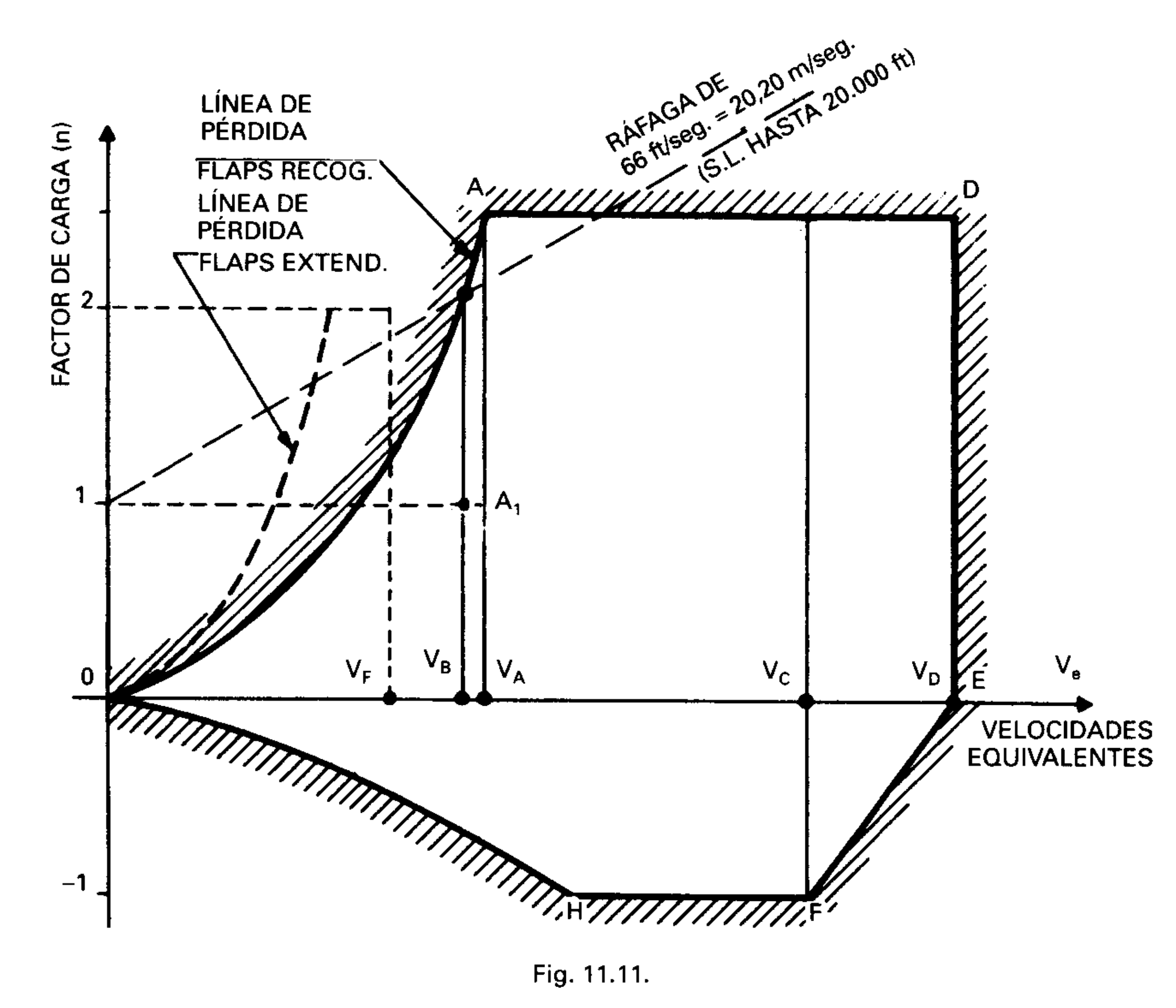


Fig. 11.11.

Respecto al resto del diagrama, viene determinado porque las normas de cálculo de aviones establecen que:

1. Entre las velocidades V_A (velocidad de cálculo de maniobra) y la V_D (velocidad de cálculo de picado), el factor de carga límite será de por lo menos 2,5 para los grandes aviones comerciales, es decir, el avión estará proyectado para soportar una carga de 2,5 veces su peso.
2. El punto *E* viene determinado por la velocidad V_D.
3. En la parte de factores de carga negativos (sustentación negativa) el punto *H*, viene determinado por la intersección de la parábola que representa la pérdida con sustentación negativa y la condición $n = -1$.
4. Entre la velocidad que corresponde al punto *H* y la V_C (velocidad de cálculo de crucero), el factor de carga límite para los grandes aviones comerciales será –1. Punto *F*.
5. Entre el punto *F* y el *E*, el factor de carga disminuirá uniformemente.

Los valores del factor de carga que limitan el diagrama de maniobra: 2,5 y –1, son los mínimos exigidos para los aviones de transporte. Para otro tipo de aviones, por ejemplo de caza, el valor del factor de carga que deben soportar puede ser del orden de 9.

Además de esto, las normas establecen que la estructura debe estar calculada con un margen de seguridad de 1,5 por lo menos; esto es, que las cargas para producir un fallo estructural en el avión deberían ser como mínimo 1,5 veces las que se originarían volando en una situación que correspondiera a uno de los puntos de la línea que define la zona de fallo estructural, fig. 11.12. Di-

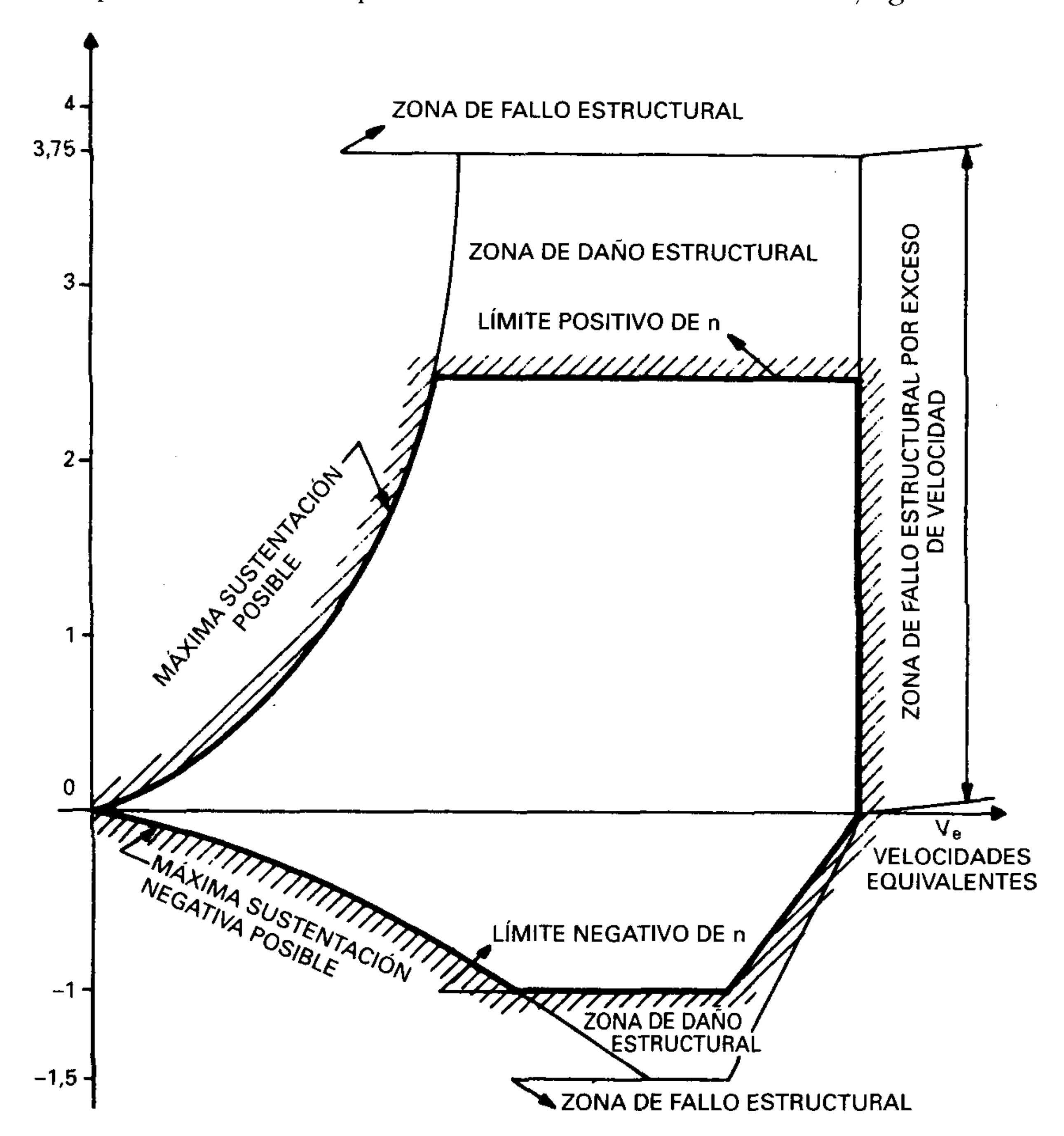


Fig. 11.12.

cho de otra forma: el factor de carga último es igual al factor de carga límite multiplicado por el coeficiente 1,5.

La velocidad de pérdida utilizada en este párrafo y posteriormente en este capítulo es en vuelo horizontal, rectilíneo y simétrico y para $C_{L\,máx}$. Y la línea de pérdida del diagrama de maniobra *OA*, para *n* diferente de 1, también está basada, en $C_{L\,máx}$, aunque teniendo en cuenta los fenómenos de compresibilidad.

En la tabla que sigue se exponen los factores de carga exigidos según la categoría de avión.

Categoría de aviones	Factor de carga límite *n*	Factor de carga límite negativo
Normal	3,8 (*)	0,4 *n*
Usos múltiples	4,4	0,4 *n*
Acrobático	6,0	0,5 *n*
Transporte	2,5	1,0

(*) Se tomará el valor mayor de los dos siguientes: 3,8 o el resultante de la siguiente expresión, con *W* en libras.

$$2{,}1 + \frac{24.000}{W + 10.000}$$

Con flaps deflectados la curva de pérdida *OA* se modifica, desplazándose hacia la izquierda, las normas exigen que a la velocidad de cálculo con flaps deflectados, V_F, el avión sea capaz de soportar maniobras desde un factor de carga $n = 0$, hasta $n = +2$.

Habrá tantas velocidades V_F como posibles posiciones de los flaps.

11.12. VELOCIDADES DE CÁLCULO

Las velocidades V_A, V_B, V_C, V_D, de las que hemos hablado anteriormente son utilizadas en el cálculo estructural, y vienen expresadas en términos de EAS; están fijadas por el proyectista, y no han de ser inferiores a una serie de valores prescritos por las normas, según las altitudes. En resumen:

V_A: *Velocidad de cálculo de maniobra*, no será menor que $\sqrt{2{,}5} \cdot V_{S1}$, en donde V_{S1} es la velocidad de pérdida con flaps recogidos, tren recogido, al peso de cálculo de despegue. V_A es la máxima a la que está calculada la estructura del avión para un desplazamiento máximo de los mandos de alabeo (alerones), dirección o profundidad, a partir de la condición de vuelo horizontal y nivelado ($n = 1$) (punto A_1 de la fig. 11.11).

V_B : *Velocidad de cálculo para ráfagas de intensidad máxima,* su valor no puede ser menor que: la intersección de la línea de pérdida $(C_{L\ máx.})$ con la línea que representa la ráfaga ascendente de intensidad máxima (+ 66 ft/s = + 20,20 m/s para altitudes de hasta 20.000 ft = 6.100 m) o el valor $\sqrt{n_g} \cdot V_{S1}$, en donde n_g es el factor de carga correspondiente a la ráfaga positiva de + 50 ft/s = + 15,25 m/s (desde 0 a 20.000 ft) para la velocidad V_C. V_{S1} es la velocidad de pérdida con los flaps recogidos para el peso que se esté considerando.

Normalmente V_B coincide con el primer valor. (Lo anteriormente expuesto se comprenderá mejor al estudiar el apartado 11.14). La velocidad V_B es generalmente inferior a V_A.

Conviene hacer hincapié en que esta velocidad, V_B*, es una velocidad de cálculo, y no se debe confundir con la velocidad recomendada en atmósfera turbulenta (o de penetración en turbulencia).*

V_C : *Velocidad de cálculo de crucero,* este valor interesa que sea lo suficientemente grande, para poder obtener todas las ventajas de la capacidad del avión en sus actuaciones de crucero, pero un valor grande significa un aumento en los requisitos estructurales, será pues, un compromiso entre ambas tendencias. Su valor mínimo ha de ser suficientemente mayor que V_B para prever aumentos inadvertidos de la velocidad que pudieran ocurrir como consecuencia de una atmósfera muy turbulenta. Normalmente el valor mínimo permisible por este motivo es $V_{C\ mín.} = V_B + 43$ kt.

No obstante, V_C, debe conservarse inferior a V_H, velocidad máxima horizontal que se puede alcanzar con potencia máxima continua a la altitud correspondiente. A partir de una cierta altitud puede venir limitada por Mach en lugar de por velocidad, es decir M_C en lugar de V_C.

Lo expuesto acerca de V_C corresponde a los aviones certificados bajo la normativa de las FAR 25 o de las JAR 25, en aquellos que se certifican de acuerdo con las FAR 23 V_C depende del peso, debiendo ser su valor el mayor de los dos valores siguientes A o B:

A – Para las categorías de aviones normales y de uso múltiple: $33\ \sqrt{W/S}$.
  – Para los aviones acrobáticos: $36\ \sqrt{W/S}$.

B – Si W/S es mayor de 20 los valores anteriores del factor de multiplicación disminuyen linealmente hasta 26,6 para $W/S = 100$.

V_D : *Velocidad de cálculo de picado,* su valor se escoge por el constructor, y se utilizará en la determinación de la velocidad máxima operativa, V_{MO}/M_{MO}, de modo que se asegure que la V_D nunca se exceda en una maniobra de picado cuando se esté volando a la V_{MO}.

El valor de V_D/M_D debe ser mayor o igual que 1,25 V_C/M_C, teniendo que existir por lo menos entre ambas un margen que es el mayor de los dos siguientes B_1 o B_2:

B_1 Estando el avión en vuelo estable (nivelado o en descenso) a la velocidad V_C/M_C y sacándole de su posición de equilibrio de modo que la nueva trayectoria vaya 7,5° por debajo de la inicial (upset), durante un tiempo de 20 seg. seguido de un tirón (o un balanceo) que provoque un factor de carga de 1,5 la velocidad no excederá el valor de V_D/M_D.

B_2 El margen debe ser lo suficientemente grande para que no se exceda el valor V_D/M_D por las variaciones atmosféricas, tales como ráfagas horizontales, penetración en la corriente del chorro o frentes fríos, errores de instrumento o variaciones de la estructura del avión en la cadena de producción. De todas formas en las altitudes donde M_{MO} esté limitado por compresibilidad, no será menor que 0,05 M.

V_F: *Velocidad de cálculo con flaps accionados*, es la mayor de las siguientes:

- *1,6* V_{S1} al peso máximo de despegue (flaps de despegue).
- *1,8* V_{S1} al peso máximo de aterrizaje (flaps de aproximación).
- *1,8* V_{S0} al peso máximo de aterrizaje (flaps de aterrizaje).

Recordemos que los flaps, incluida su estructura y mecanismos debe soportar factores de carga entre 0 y + 2. También deben soportar ráfagas ascendentes o descendentes de ± 25 ft/seg = 7,60 m/seg.

Además el dispositivo de control de los flaps debe estar proyectado, para retraerlos desde la posición de máxima deflexión, en vuelo estacionario y con potencia máxima continua a cualquier velocidad por debajo de V_F + 9 kt.

No olvidemos que V_F es una velocidad de cálculo, que será lo suficientemente mayor que las correspondientes velocidades de vuelo recomendadas (flap placard speeds).

Algunos aviones, por ejemplo el B-747, tienen una limitación para extender los flaps por encima de una altitud (20.000 pies en el B-747), el motivo suele ser porque al sacar los flaps, los alerones exteriores que tienen gran capacidad de mando quedan operativos, y entonces los movimientos laterales de la palanca pueden dar lugar a movimientos de balanceo que produzcan factores de carga muy elevados (mucho mayores que 2,5) al estar muy disminuido el amortiguamiento aerodinámico.

11.13. VELOCIDAD MÁXIMA OPERATIVA. V_{MO}/M_{MO}

La V_{MO}, velocidad máxima operativa, es aquella velocidad que no se debe exceder deliberadamente en ningún régimen de vuelo (subida, crucero o descenso), excepto si expresamente se autoriza para vuelos de prueba o entrenamiento y no debe exceder al valor de la velocidad de

cálculo de crucero V_C, y además ser lo suficientemente menor que V_D, velocidad de cálculo de picado, para que sea muy improbable que esta última velocidad pueda sobrepasarse inadvertidamente durante la operación del avión.

Como el valor del número de Mach que corresponde a V_{MO}, expresada en términos de EAS, iría creciendo conforme la altitud de vuelo fuera mayor, habrá una altitud a la cual el Mach que corresponde a la V_{MO}, es tal que a partir de él, los efectos de compresibilidad, tales como el bataneo, pérdida por alta, etc., empiezan a presentarse. Por ese motivo, a partir de esa altitud lo que se exige es que no se sobrepase el Mach que corresponde a V_{MO}, denominado M_{MO}, Mach máximo operativo.

En la fig. 11.13 aparece dibujado en línea llena el valor de la V_{MO} en EAS y a partir de una cierta altitud se puede observar que la velocidad máxima empieza a disminuir para que no se sobrepase el M_{MO}. Como a estas velocidades el error de compresibilidad es importante, también se ha dibujado el valor de V_{MO}, en trazo discontinuo, expresado en IAS, la diferencia entre ambas líneas será la debida al error de compresibilidad (ya que prácticamente el error de posición será despreciable, así como el de instrumento). Naturalmente expresado en IAS, el valor de V_{MO} deja de ser constante. Los anemómetros llevan una aguja que va marcando el valor de dicha V_{MO}, variando con la altitud, con el fin de que el piloto tenga una referencia vi-

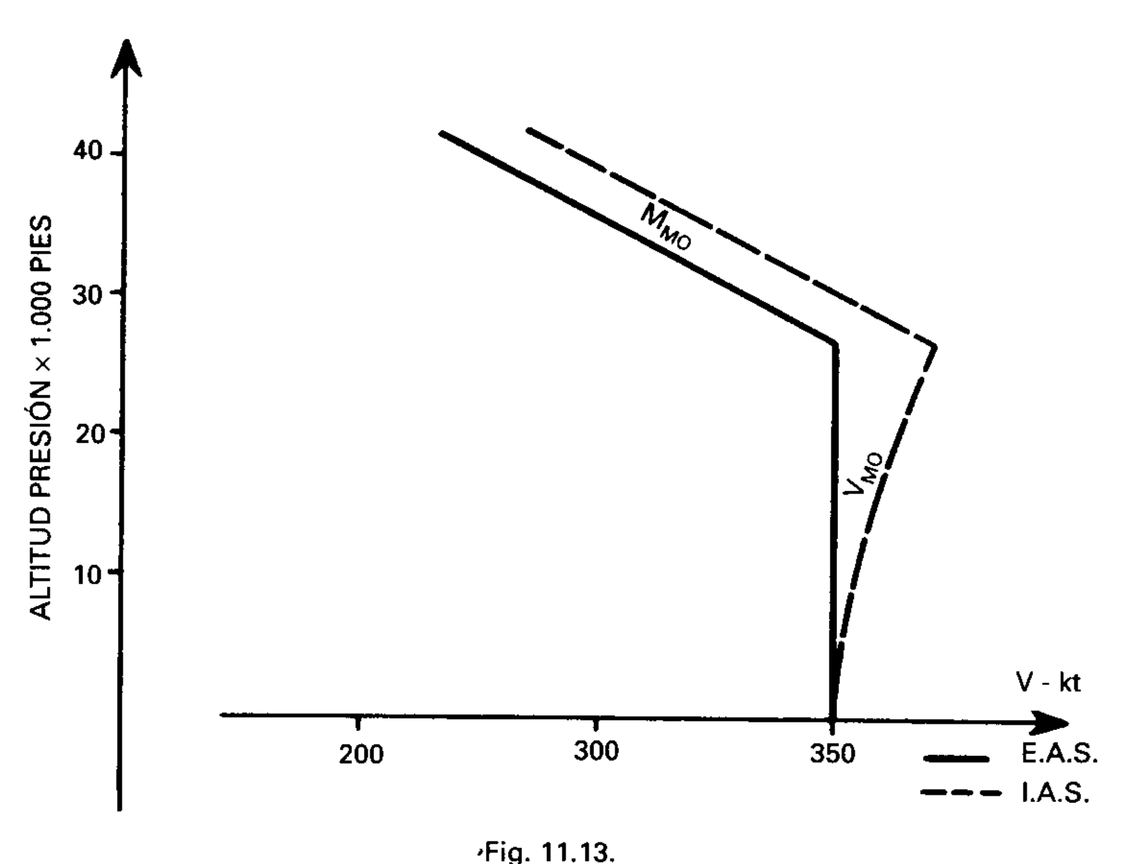


Fig. 11.13.

sual clara de la velocidad que no debe sobrepasar. Este indicador se denomina *barber pole.*

Suele existir un dispositivo tal que si la velocidad del avión excede al valor V_{MO}/V_{MO} indicada por el *barber pole,* suena un aviso de sobrevelocidad, con suficiente margen para que el piloto pueda reaccionar.

Se debe cumplir el siguiente requisito $V_{MO}/M_{MO} \leq V_C/M_C$ y que sea suficiente menor que V_D/M_D para que este valor no se pueda exceder inadvertidamente en vuelo, el margen existente debe cumplir: $V_{MO}/M_{MO} \leq 0{,}8\, V_D/V_D$.

Algunas casas constructoras toman $V_C/M_C = V_{MO}/M_{MO}$.

En los aviones con motor de émbolo certificados bajo las FAR 23 el concepto V_{MO}/M_{MO} puede venir sustituido por los de:

- V_{NE}/M_{NE}: Velocidad nunca excedida, que no debe superarse en ningún caso. Suele ser $V_{NE} = 0{,}9\ V_D$.
- V_{NO}/M_{NO}: Velocidad normal operativa, que no debe excederse en condiciones normales. Normalmente $V_{NO}=V_C$.

Las curvas V_{MO}/M_{MO} de la fig. 11.13, suelen presentar desviaciones respecto a lo que en dicha figura se indica. Los motivos suelen ser diversos, por ejemplo podemos tener un avión que se comporte como en la fig. 11.14(a), en el cual entre 0 y 10.000 ft la V_{MO}, sea menor que en el resto de las altitudes. Suele ser debido a la cizalladura del viento (wind shear).

En la fig. 11.14(b), se representa otra desviación de la curva V_{MO}/M_{MO}, respecto a su forma típica, en la confluencia de V_{MO} y M_{MO}, suele ser debido a la condición B_1.

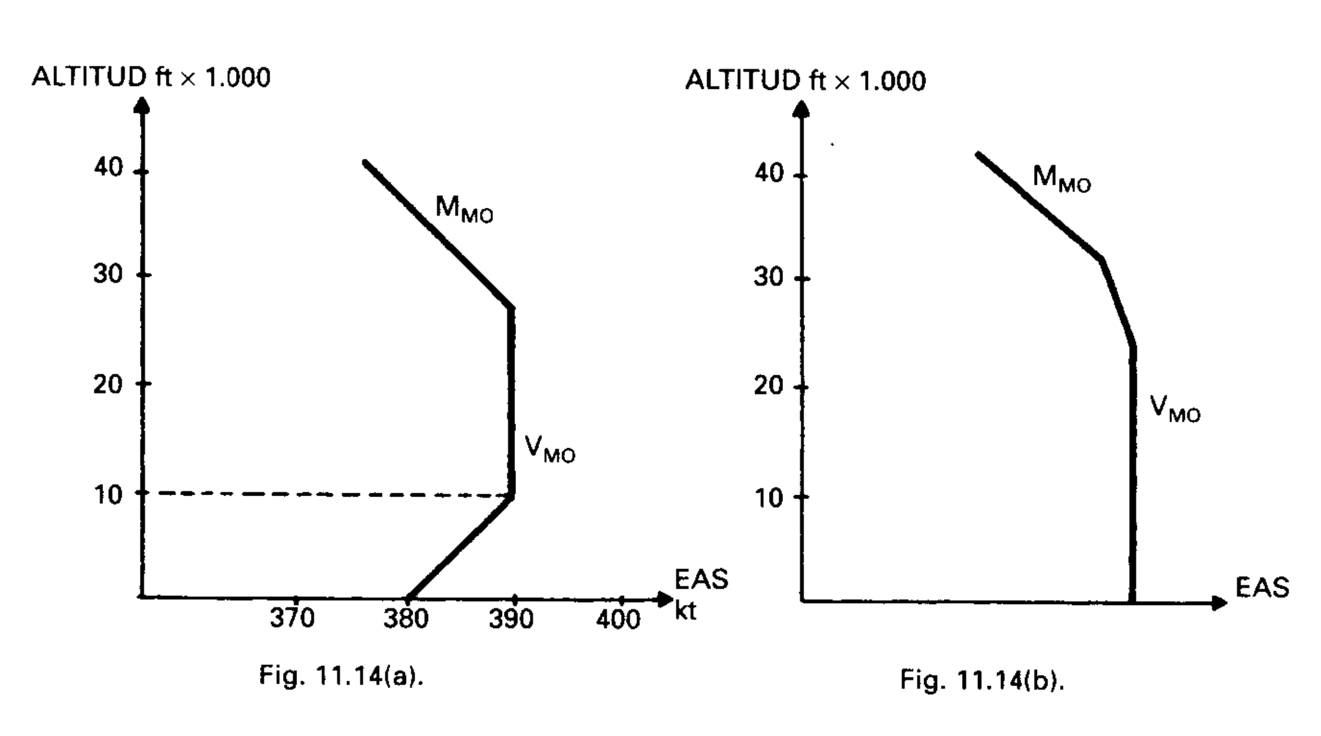


Fig. 11.14(a).

Fig. 11.14(b).

Además de las anteriores, los manuales reseñan otras velocidades como:

V_{LO} *Velocidad de operación del tren de aterrizaje* (Landing gear operating speed), es la máxima velocidad a la que puede meterse o sacarse el tren. Puede haber 2 velocidades V_{LO}, una para extender el tren y otra para retraerle. Valores típicos de V_{LO} son por ejemplo de 250 a 270 kt, y M_{LO} de 0,7 a 0,83.

V_{LE} *Velocidad de tren de aterrizaje extendido* (Landing gear extended speed), es la máxima velocidad a la cual se puede volar con el tren fuera y blocado. Las normas especifican que el tren de aterrizaje, su mecanismo y la estructura del avión (incluidas puertas del tren) deben soportar los esfuerzos correspondientes hasta velocidades de 0,67 V_C. Se suele proyectar para valores mayores.

V_{FE} *Velocidad de flaps deflectados* (wing flaps extended speed), la máxima con la que se puede volar, teniendo los flaps deflectados (si existen varias posiciones de flaps, habrá una velocidad para cada posición). En los Manuales de Vuelo, estas velocidades se denominan: Flap placard speeds.

V_{RA} *Velocidad de vuelo en turbulencia* (rough airspeed).

11.14. DIAGRAMA BÁSICO DE RÁFAGA

Un caso que da lugar a cargas simétricas, son las ráfagas ascendentes o descendentes cuando el avión se halla en vuelo horizontal.

La ráfaga proviene en definitiva de la existencia de dos masas de aire con velocidades relativas verticales distintas la una respecto de la otra. Normalmente, no se pasa bruscamente de una masa en reposo (verticalmente) a otra en movimiento, sino que existe un período de transición. Respecto a las cargas que origina en el avión, se considera una masa de aire que produzca una *ráfaga equivalente*, de forma que si el salto fuera brusco, produjera el mismo efecto.

Supongamos que sea V la velocidad verdadera del avión, y que nos encontremos con una ráfaga ascendente de velocidad U, que como hemos dicho, no alcanzara su intensidad máxima hasta después de un cierto período de transición, por ello consideramos una intensidad de ráfaga equivalente $F \cdot U$ en vez de U, y supondremos que el avión se la encuentra súbitamente. (F es un factor menor que la unidad cuyo valor, hasta hace poco tiempo, venía determinado por la carga alar W/S del avión, ahora se determina de forma más compleja, en la que no sólo interviene la carga alar, sino también la densidad del aire y la geometría del avión).

El ángulo de ataque, al encontrar la ráfaga (fig. 11.15) sufrirá un incremento $\Delta \alpha$ cuya tangente será:

$$\text{tg}\, \Delta \alpha = \frac{F \cdot U}{V}$$

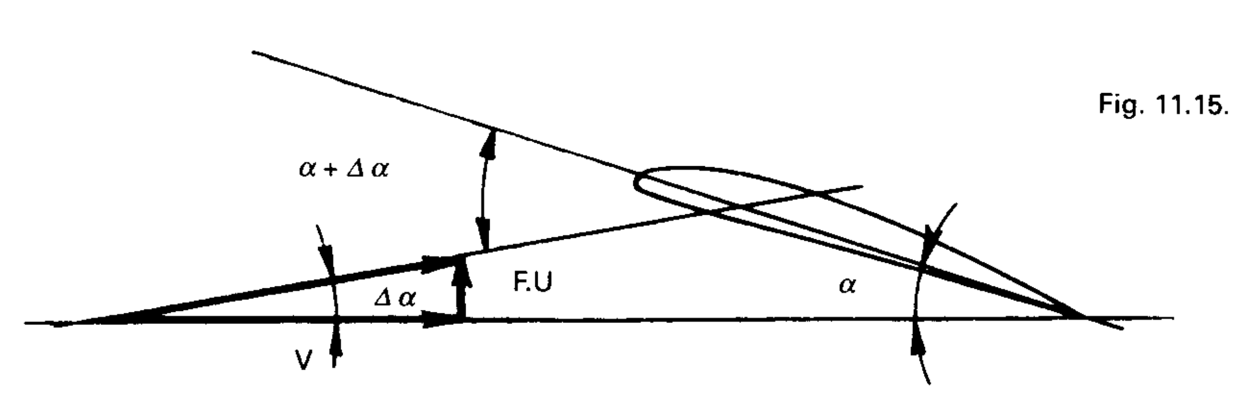


Fig. 11.15.

Como V es muy grande, el valor de la tangente será pequeño y se puede escribir:

$$\Delta \alpha \simeq \frac{F \cdot U}{V}$$

Si el avión estaba volando horizontalmente, el factor de carga era la unidad ya que $n = L/W$ y $L = W$, $n = 1$, pero al encontrar la ráfaga y aumentar el ángulo de ataque, la sustentación habrá aumentado y tendremos

$$n = \frac{L + \Delta L}{W} = 1 + \frac{\Delta L}{W} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \Delta C_L}{W}$$

(es decir, el incremento de sustentación proviene del incremento del coeficiente ΔC_L, debido al aumento de α).

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} \cdot \Delta \alpha}{W}$$

$\dfrac{\Delta C_L}{\Delta a}$ es la pendiente de la curva que nos da C_L en función de α, y que como sabemos tiene valor constante, quedará:

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} \cdot \frac{(F \cdot U)}{V}}{W}$$

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} \cdot (F \cdot U) \cdot V}{W}$$

Poniendo los valores de las velocidades V y $F . U$ en términos EAS, para lo cual bastará, como sabemos, dividir cada una por $\sqrt{\sigma}$, denominando a las nuevas velocidades V_e y $(F.U.)_e$ y a la pendiente de la curva de sustentación a, tendremos:

$$n = 1 + \frac{1/2 \cdot \rho \cdot a \cdot (F.U)_e \cdot V_e}{W/S \cdot \sigma}$$

$$n = 1 + \frac{1/2 \cdot \rho_0 \cdot a \cdot (F.U)_e \cdot V_e}{W/S} \qquad [11.4]$$

para un peso dado, y en un determinado avión, esta fórmula es del tipo (siendo K una constante): $n = 1 + K \cdot (F.U)_e \cdot V_e$ [11.5]

Vemos que para cada ráfaga, corresponderá un valor de U distinto, y por tanto un valor diferente del factor de carga n, pero que sin embargo, cuando $V_e = 0$, será $n = 1$ cualquiera que sea el valor de U, luego en un diagrama V_e - n, como la fig. 11.16, la ec. 11.5 vendrá representada por una familia de rectas que pasan todas por el punto $n = 1$, $V_e = 0$, a cada valor de U corresponderá una recta diferente.

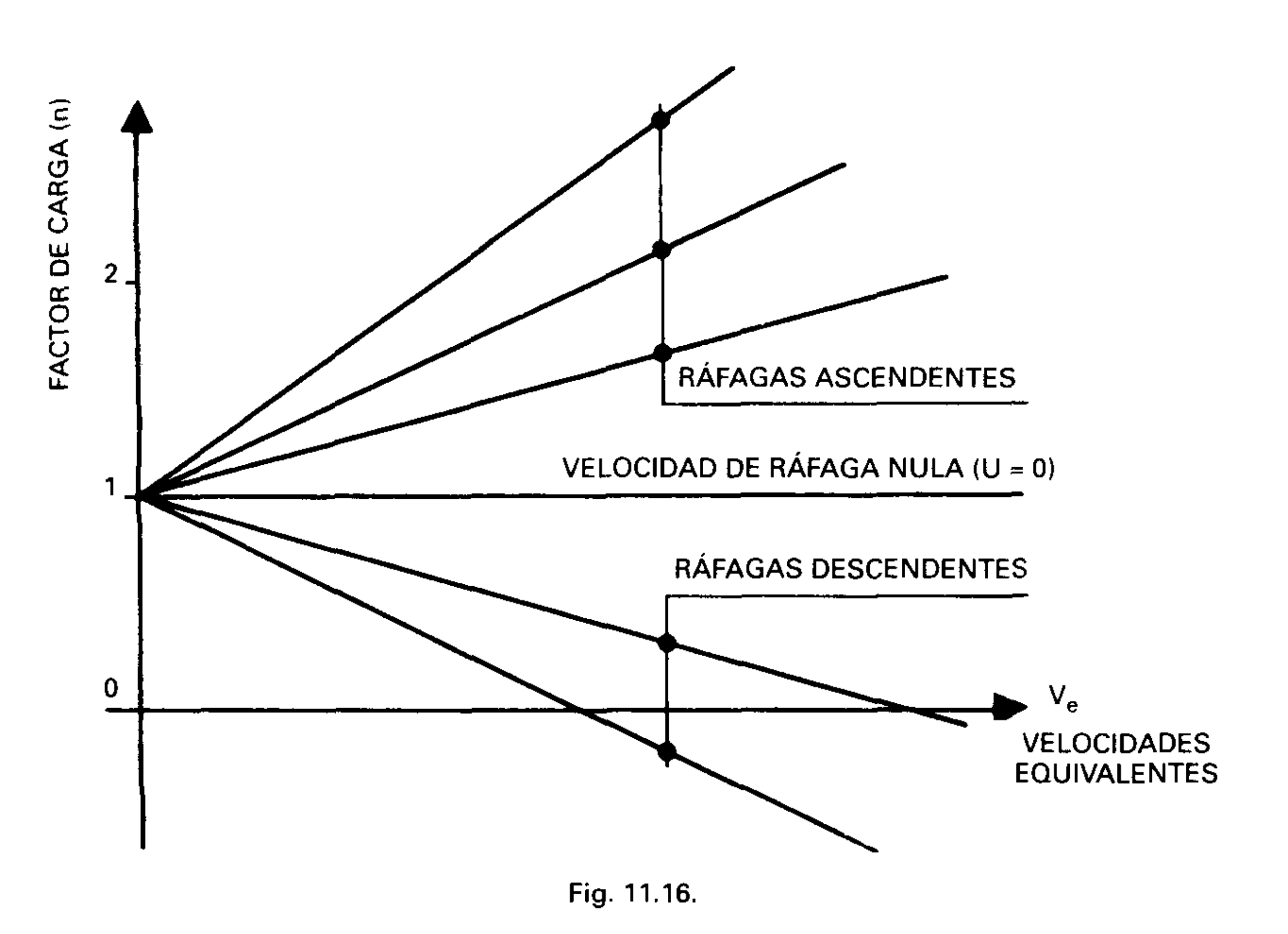


Fig. 11.16.

Para un valor de ráfaga determinado podemos ver que:

a) De la ec. 11.5 o de la fig. 11.16, cuanto mayor es la velocidad de vuelo, mayor será el factor de carga correspondiente.

b) De la ec. 11.4, que cuanto menor sea el peso, mayor será el factor de carga y viceversa. Esto no quiere decir que con un peso grande el avión, que se verá sometido a un factor de carga pequeño, vaya a resistir estructuralmente mejor, ya que la influencia del peso en el momento de flexión en el encastre de los planos, suele ser mayor. Lo que sí será cierto es que con pesos grandes, el avión no sufrirá tanta sacudida como con pesos pequeños.

c) Cuanto mayor sea el alargamiento del ala, el valor de *a* pendiente de la curva de C_L en función del ángulo de ataque, también será mayor, fig. 11.17. Por tanto, las ráfagas afectarán más a los aviones con mucho alargamiento.

d) Análogamente al punto c) anterior, las alas en flecha tienen, respecto a las rectas, una pendiente de la curva de C_L en función del ángulo de ataque de menor valor, luego las ráfagas producirán factores de carga menores cuanto más acusada sea la flecha.

Las velocidades de ráfagas de proyecto expresadas en términos de EAS y tanto para valores positivos como negativos, son:

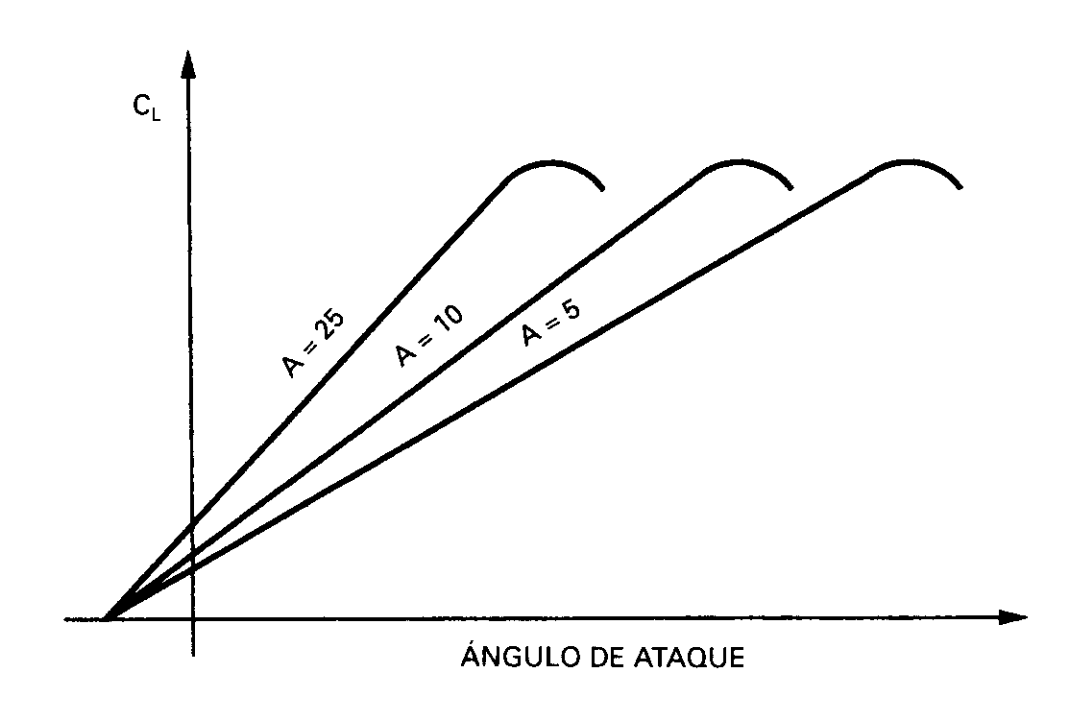


Fig. 11.17.

Entre 0 y 6.100 m (20.000 ft):

a) A la velocidad V_B: de 66 ft/s (20, 10 m/s)
b) A la velocidad V_C: de 50 ft/s (17,25 m/s)
c) A la velocidad V_D: de 25 ft/s (7,60 m/s)

Entre 6.100 m (20.000 ft) y 15.200 m (50.000 ft), se considera que las intensidades de ráfagas de proyecto disminuyen linealmente con la altitud, como indica la fig. 11.18, pasando de los valores indicados a 20.000 ft a los siguientes a 50.000 ft:

a) A la velocidad V_B: 38 ft/s (11,60 m/s)
b) A la velocidad V_C: 25 ft/s (7,60 m/s)
c) A la velocidad V_D: 12,5 ft/s (3,80 m/s)

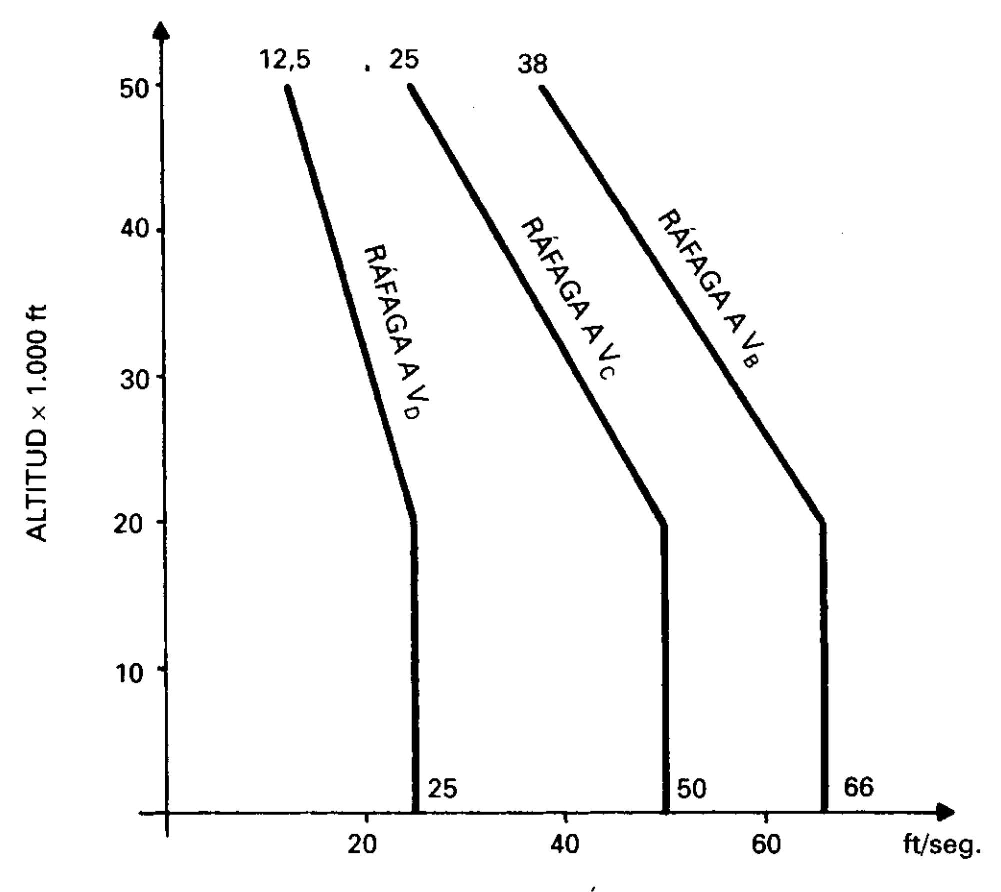


Fig. 11.18.

Como ya se ha visto en 11.12, V_B (Velocidad de cálculo para ráfaga de intensidad máxima) se determinaba por la intersección de la línea que representa la pérdida con la ráfaga de intensidad máxima (66 ft/s). En la fig. 11.19, aparecen representados los 3 puntos *B', C'* y *D'* que corresponden

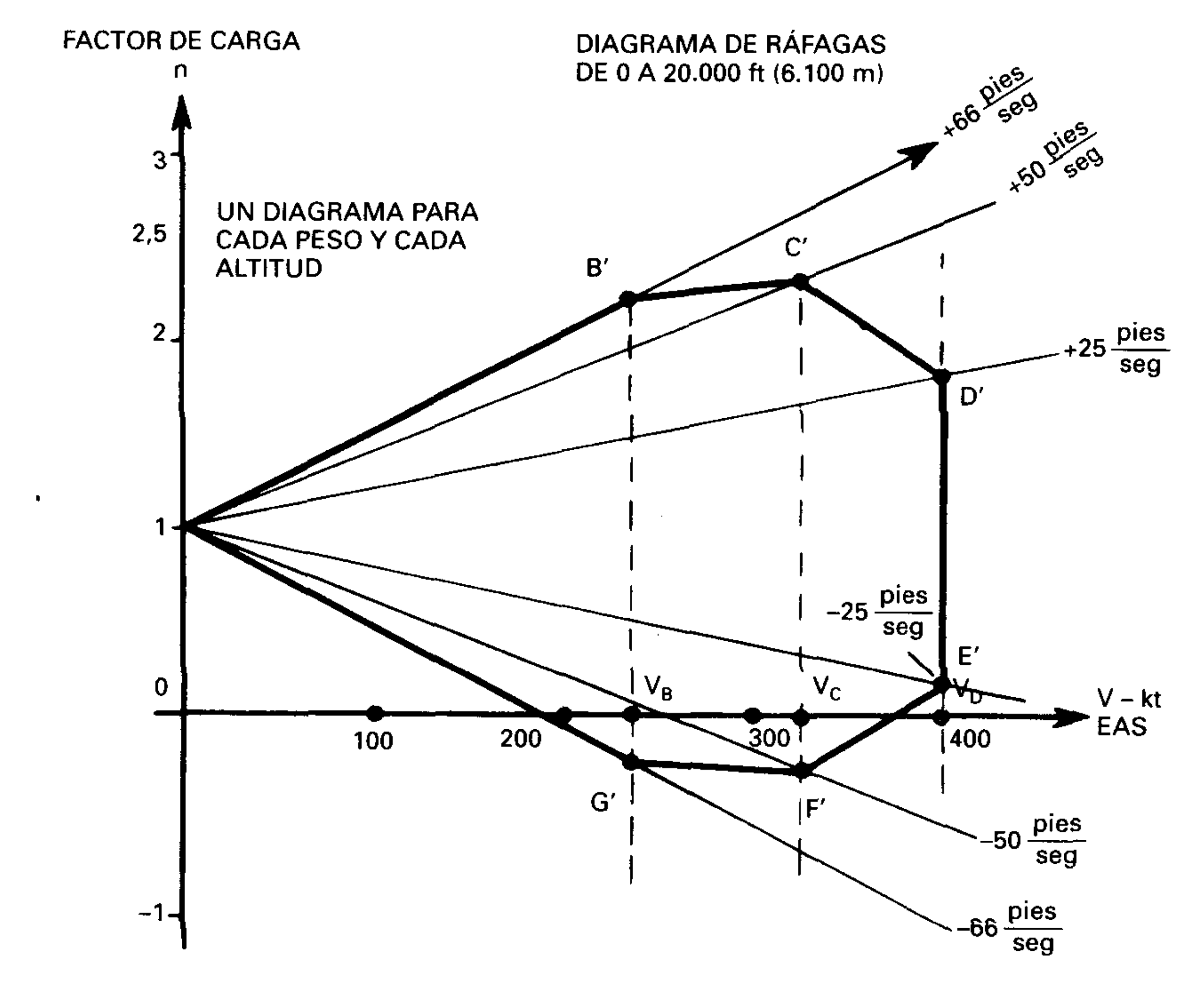


Fig. 11.19.

a los casos a), b) y c), así como los *G'*, *F'* y *E'* para las ráfagas descendentes y de las mismas intensidades.

Dicha figura, como puede observarse por los valores indicados de las ráfagas, corresponde a altitudes entre 0 y 20.000 ft (6.100 m), para altitudes superiores debido a la variación lineal de las intensidades de ráfagas de proyecto, de la que hemos hablado, habrá un diagrama de ráfagas para cada altitud (y también para diferentes pesos).

El motivo de la reducción lineal con la altitud de las intensidades de ráfagas de proyecto es el siguiente:

Al ser las velocidades $(F.U)_e$ y V_e equivalentes, ocurre que una ráfaga por ejemplo de 66 ft/s. EAS a nivel del mar y atmósfera ISA, equivale a 66 ft/s de velocidad verdadera, mientras que a 40.000 pies de altitud la velocidad verdadera que le correspondería sería mucho mayor.

Para una misma intensidad de ráfaga, la influencia de las ráfagas horizontales es menor que la de las verticales. Supongamos que sea u, la intensidad de ráfaga horizontal expresada en EAS. La velocidad relativa del aire respecto al avión para del valor V_e al $V'_e = V_e + u$, el ángulo de ataque permanece invariable, y por tanto también C_L. Si antes de la ráfaga el avión iba en vuelo horizontal se verificaba:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_0 \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_L \qquad \text{y} \qquad n = \frac{L}{W} = 1$$

pero después de la ráfaga:

$$L' = \frac{1}{2} \rho_0 (V_e^2 + u)^2 \cdot S \cdot C_L$$

luego el nuevo factor de carga será:

$$n = \frac{L'}{W} = \frac{(V_e + u)^2}{V_e^2} = (1 + \frac{u}{V_e})^2$$

despreciando el término $(\frac{u}{V_e})^2$ queda como factor de carga en las ráfagas horizontales:

$$n = 1 + 2 \frac{u}{V_e}$$

En la fig. 11.20 se presentan las velocidades de cálculo de un determinado avión comercial, no figuran las velocidades V_{FE} (una para cada posición de flaps).

Las velocidades V_A, V_B, V_C, V_D y V_F, son velocidades de cálculo, y conviene expresarlas en EAS, mientras que las V_{LO}, V_{LE}, V_{FE} y V_{MO} son de operación y por tanto se expresan en IAS (o en CAS) para ser leídas directamente por el piloto.

11.15. DIAGRAMA COMPUESTO DE MANIOBRA-RÁFAGAS

La estructura del avión debe ser capaz de soportar cualquier esfuerzo que origine un factor de carga, tanto del diagrama de maniobra, fig. 11.11, como del de ráfagas, fig. 11.19, de modo que si alguno de los tramos del diagrama de ráfagas, por ejemplo el $B'C'$, sobresaliera fuera del diagrama de maniobra, es decir, el punto C' correspondiera a un $n > 2{,}5$, haria falta pro-

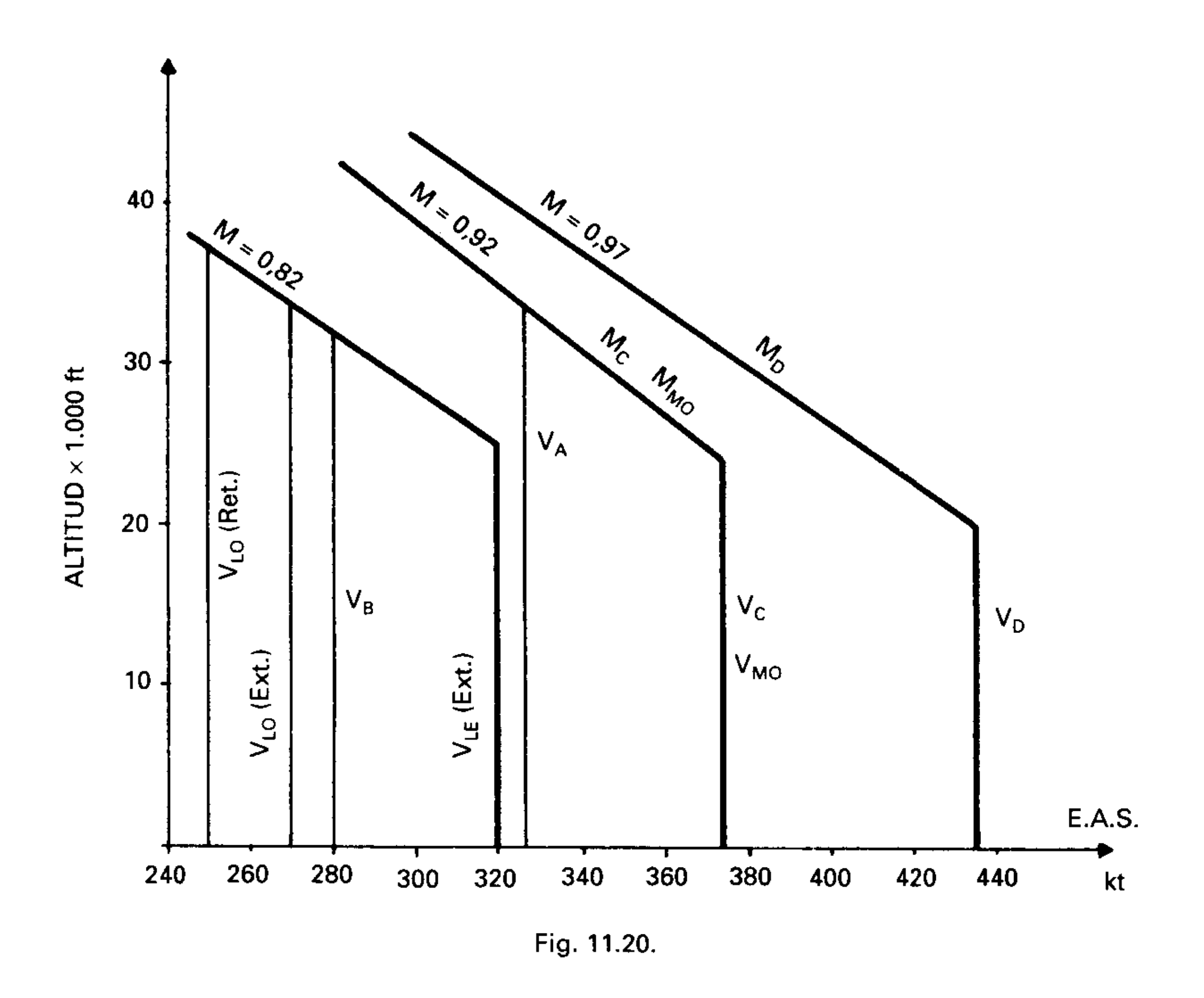


Fig. 11.20.

yectar la estructura para ese valor del factor de carga superior a 2,5. Análogamente podría ocurrir con la parte negativa de *n*, y sería necesario proyectar la estructura del avión para que soportara factores de carga negativos, superiores en módulo a la unidad.

En los aviones con alas rígidas y poca flecha puede presentarse el caso de que el diagrama de ráfagas se sale del de maniobra, mientras que en los de ala flexible y mucha flecha suele estar dentro.

La mejor forma de representar lo expuesto es dibujar los dos diagramas superpuestos, y obtener el diagrama compuesto, fig. 11.21. La estructura del avión debe ser capaz de soportar cualquier esfuerzo combinado de factor de carga-velocidad, dentro del diagrama. En el ejemplo dibujado no ha habido ningún punto del diagrama de ráfagas que sobresaliera del de maniobras, pero insistimos en que pudiera no ser así.

Naturalmente, el diagrama viene limitado en su parte izquierda por la línea de pérdida.

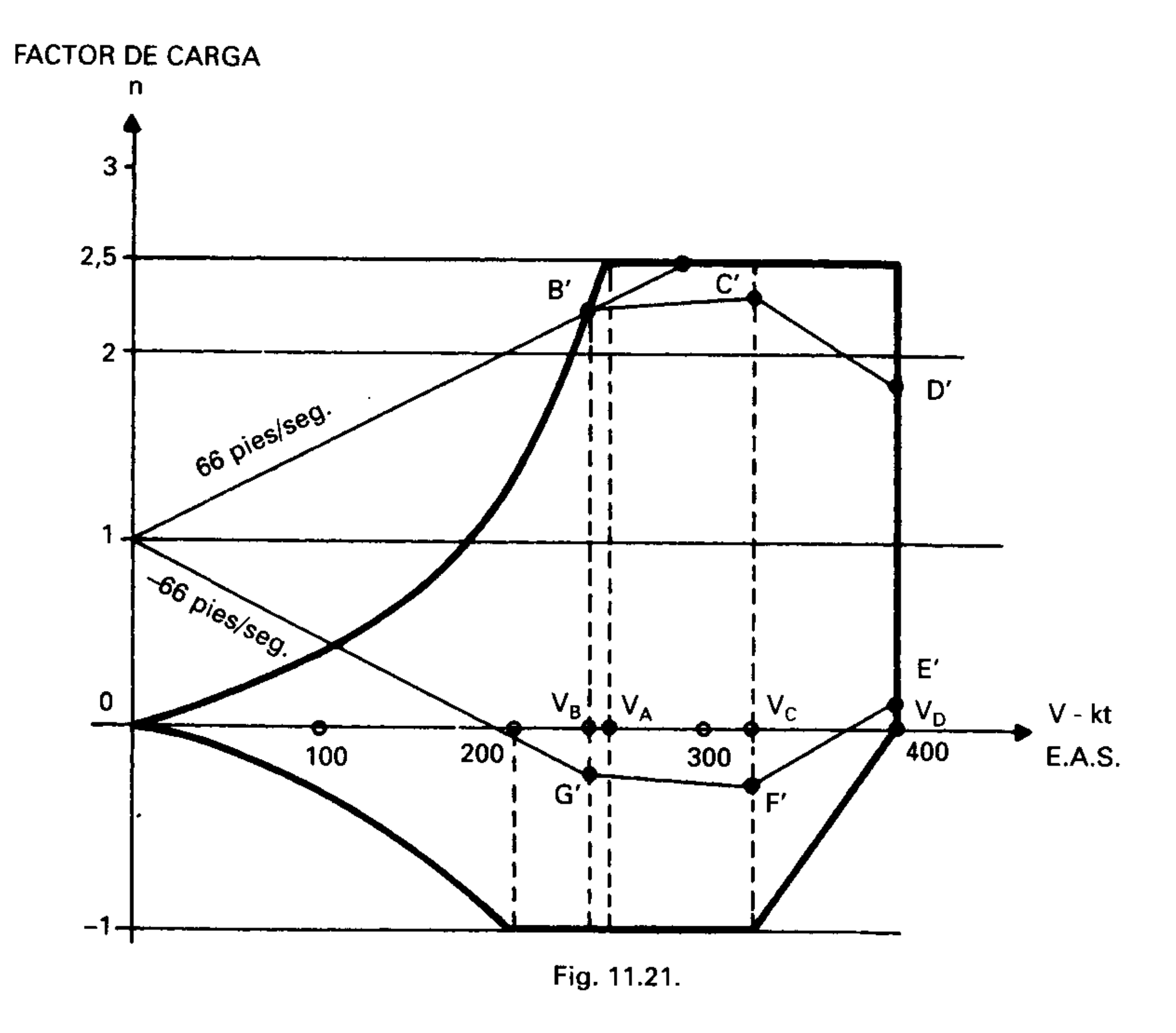


Fig. 11.21.

11.16. VELOCIDAD DE VUELO EN TURBULENCIA

Como consecuencia de lo que hemos visto, nos encontramos con el hecho de que si el avión vuela a un valor elevado de V_e, encontrarse con una ráfaga de gran intensidad significa que el valor del factor de carga pasará de $n = 1$ a un valor mucho mayor, para evitar esto, podríamos pensar que conviene disminuir la V_e todo lo posible, pero entonces nos encontraríamos con que existiría el peligro de acercarnos a la línea de pérdida o de $C_{L\ máx}$. Volando con aire turbulento es necesario alejarse de las dos posibilidades y la velocidad ser tal que lo aleje tanto de la pérdida como del daño estructural. En los aviones de émbolo acostumbraba a escogerse como velocidad en aire turbulento el valor de V_B. Actualmente la filosofía ha cambiado por el temor a la pérdida en los casos de turbulencia fuerte, y también porque la velocidad sería bastante pequeña, o mejor dicho, su valor muy alejado del normal de crucero, y el vuelo no sería lo suficiente estable, aparte de que experimentaría grandes variaciones en el ángulo de asiento. En definitiva, que se vuela a una velocidad algo mayor que V_B, lo que naturalmente tam-

bién tiene argumentos en contra, especialmente si se piensa en que se pueden encontrar ráfagas muy fuertes. De todos modos, las ráfagas afectan menos a los reactores que a los aviones de émbolo, porque el valor $a = \Delta C_L/\Delta\alpha$ es menor en estos, por tener una flecha mucho más acusada.

A la vista de lo anterior puede pensarse que un buen compromiso sería escoger un valor intermedio entre V_B y el punto donde la ráfaga de 66 pies/seg. alcanzase el valor n = 2,5 (señalado en la fig. 11.21).

La tendencia en los modernos aviones comerciales es la de recomendar, como ya hemos dicho, velocidades más bien altas dentro del margen posible, aunque ya se sabe que esto producirá mayores factores de carga (una cuestión en la que siempre se ha puesto mucho énfasis). En los aviones con alas flexibles y en flecha, la punta de las alas tiende a descargarse ella misma, porque su ángulo de ataque disminuye. Por otro lado cuanto menor sea la velocidad, más próxima estará la pérdida, el desprendimiento de la corriente y el bataneo (buffeting), que puede incrementarse por los grandes aumentos del ángulo de ataque que se pueden encontrar en las turbulencias, y que a su vez originarán grandes aumentos de la resistencia; como probablemente se estará en la zona de 2.° régimen, habrá grandes variaciones del empuje y en esta zona también serán mayores las variaciones de compensación en profundidad.

Es costumbre en algunos manuales de instrucción de aviones dar un gráfico como el de la fig. 11.22, en donde se observa la línea de pérdida con ráfaga para un peso fijo, que ocurre a velocidades crecientes con la altitud, ya que el eje de abcisas está en IAS (si fuera en EAS sería V_S = cte para

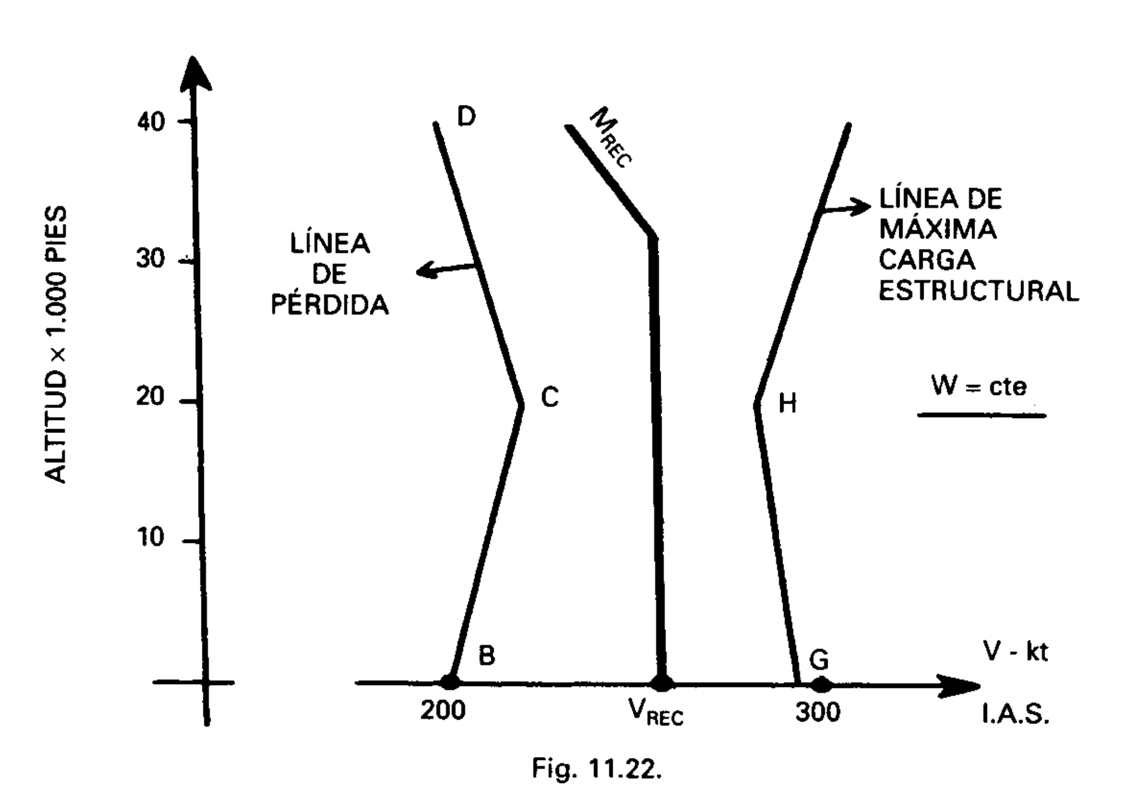


Fig. 11.22.

W = cte.). Si nos estamos refiriendo a la ráfaga de proyecto de 66 ft/s, a 20.000 pies la línea cambia de dirección, ya que las velocidades de ráfaga de proyecto disminuyen según hemos visto anteriormente, decreciendo la velocidad de pérdida, la línea BCD representa pues la V_S para ese peso en función de la altitud. La línea GHI representa las velocidades a las que se alcanzaría el factor de carga máximo con la ráfaga de 66 ft/s, y es curioso que disminuye con la altitud, debido a que en cada altitud hay diferentes partes de la estructura que son críticas, a partir de 20.000 pies aumenta al disminuir el valor de la ráfaga de proyecto. La velocidad recomendada podría ser la V_{REC} hasta una cierta altitud en que empezarán a aparecer los problemas debidos a la compresibilidad y deberíamos pasar a un Mach recomendado, M_{REC} (Vid. 8.6).

La velocidad recomendada en aire turbulento dependerá del peso, de la altitud, posición del c. de g. del avión y, por tanto, de la distribución de combustible.

Como hemos dicho, cualquier velocidad, dentro del margen indicado entre las dos líneas de la fig. 11.22, podría servir como velocidad de penetración en turbulencia, con la tendencia a elegir valores altos dentro del margen. Algunos constructores dan un valor único: V_{REC}/M_{REC}, y otros dan un margen para que el piloto elija, como por ejemplo la zona rayada de la fig. 11.23. Conviene tener en cuenta la limitación existente en muchos países: volar a menos de 250 kt por debajo de 10.000 ft.

Resumiendo, se pueden considerar las siguientes normas generales, aunque obviamente cualquier recomendación en manual de operación o de instrucción de un avión determinado será la que deberá seguirse:

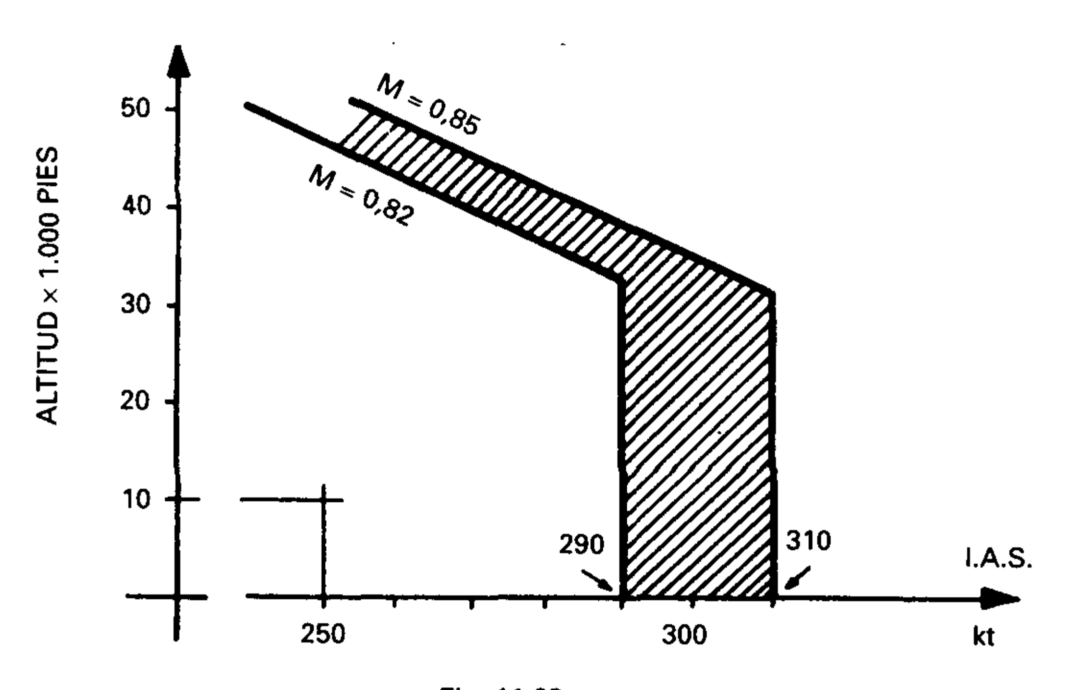


Fig. 11.23.

1. No volar en tormentas.
2. Volar principalmente con los instrumentos indicadores de actitud del avión, manteniendo las alas niveladas, y con un uso suave del timón de profundidad, para evitar un sobrecontrol del avión y sin cambiar la compensación en profundidad, plano horizontal de cola (estabilizador). Estos instrumentos, al estar basados en giróscopos (actualmente muchos de ellos tipo láser darán una información correcta.
3. No tratar de mantener la altitud ni la velocidad, ya que si la turbulencia es fuerte es de esperar grandes cambios momentáneos en ambos valores, y por otro lado es probable que las indicaciones del altímetro y del anemómetro no sean correctas. Sacrificar la altitud con el fin de mantener la actitud y velocidad del avión.
4. Poner el autoencendido en los motores (engine ignition ON), y una vez seleccionado el ajuste de empuje para la velocidad de penetración en turbulencia, intentar no hacer nuevos ajustes, excepto en el caso de variaciones muy grandes de la velocidad, utilizando como mando de control del empuje el que se recomiende en el manual para este caso.
5. Seguir las recomendaciones del manual del avión en cuanto al uso del piloto automático, no se le debe tener en el modo ALTITUDE HOLD. Muchos pilotos automáticos tienen el modo TURB, para el caso de turbulencia, en el cual la ganancia del sistema es menor que en los otros modos. En otros aviones que no tienen este modo se recomienda poner el PITCH HOLD.

11.17. CARGAS EN LAS ALAS. INFLUENCIA DE LA DISTRIBUCIÓN DEL COMBUSTIBLE

Las cargas a que está sometida el ala dependen de las fuerzas aerodinámicas que se desarrollan en ella, del peso propio del ala, (incluidos motores), del peso del fuselaje (estructura y contenido), del peso del combustible, y de la distribución de éste. En definitiva, cada semiala la podemos considerar como una viga en voladizo, empotrada en el encastre y sometida a las siguientes fuerzas hacia abajo: Pesos de fuselaje, combustible, alas y motores. Las fuerzas que actúan hacia arriba serán únicamente las de sustentación. Además, existen unas fuerzas transversales debidas a la resistencia al avance y al empuje de los motores.

La distribución de las fuerzas verticales en una semiala es la que se indica en la fig. 11.24. La sección del encastre estará sometida a un momento de flexión considerable, del sentido que se indica.

El combustible alojado en las alas, observemos que crea un momento que tiende a contrarrestar el anterior, de sentido opuesto, y que aunque su

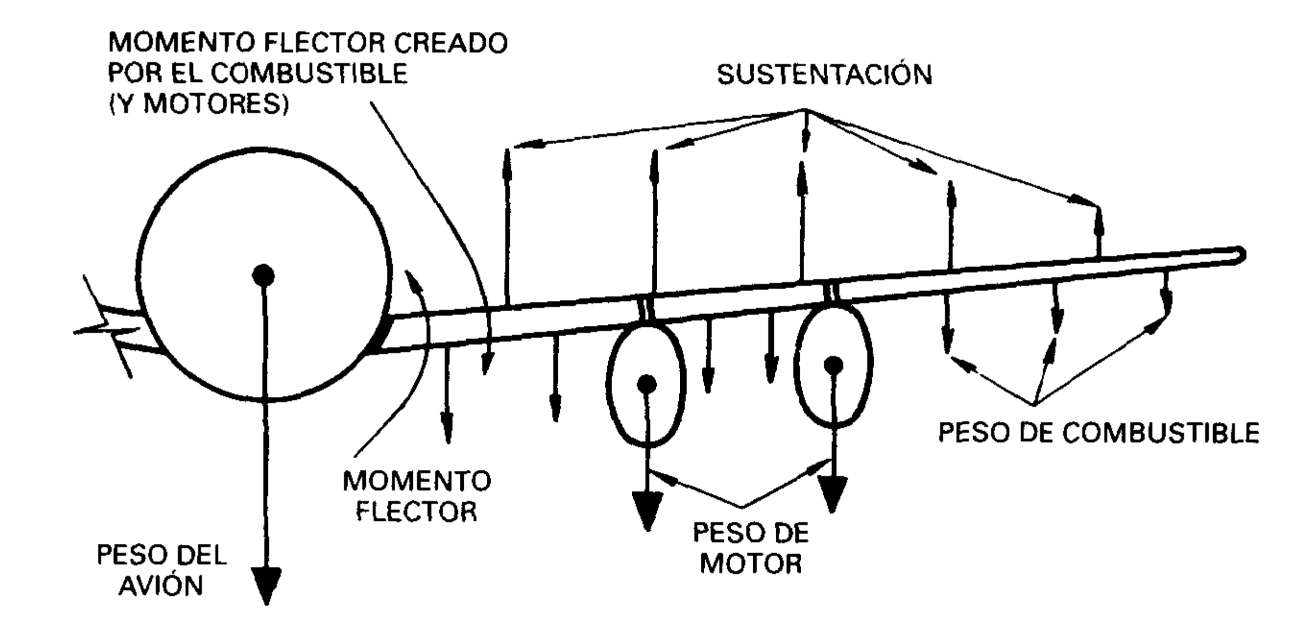


Fig. 11.24.

peso no sea muy grande, sí lo es la distancia al encastre, y el momento que crea puede ser considerable, tanto más cuanto más próximo a las puntas del ala esté situado. De lo cual se deduce que la distribución de combustible en las alas ayuda a trabajar a la estructura de ésta, haciendo que el momento de flexión disminuya.

Debido a esto, el caso crítico sería cuando el avión tuviera muy poco combustible (aterrizaje, por ejemplo), o ninguno. El ala se proyecta en estas condiciones *sin combustible* para que pueda resistir un determinado peso del avión, que se denomina *Peso Máximo de Combustible Cero* (Maximum Zero Fuel Weight) *MZFW*.

Cualquier aumento de peso del avión en el fuselaje, hará que el momento flector a que se ve sometida el ala sea mayor que aquél para el cual está calculada su estructura, con peligro de rotura en el encastre o en cualquier otra sección crítica. En cambio, cualquier aumento de peso sobre el *MZFW*, que fuera peso en las alas, no sólo lo soportaría la estructura, sino que la ayudaría, en el sentido de que los esfuerzos a que está sometida sean menores; este es el caso del combustible alojado en ellas.

Podremos definir entonces el *Peso Máximo de Combustible Cero (MZFW)* como: El peso máximo que puede tener el avión listo para operar (excepto combustible), más toda la carga de cualquier tipo que lleve en el fuselaje (tripulación, pasajeros, equipajes, mercancías. etc.). Todo el exceso de peso del avión sobre el *MZFW*, sólo puede ser combustible cargado en las alas.

De lo que hemos expuesto, deducimos que el *MZFW*, es independiente de la temperatura, altitud, etc., al venir determinado por la resistencia estructural del ala exclusivamente.

Muchos aviones tienen un depósito de combustible central, en el fuselaje. El peso de este combustible, que no ayuda a trabajar a la estructura del ala, sino que la sobrecarga, se puede considerar como carga de pago, o bien disminuir el valor del *MZFW* en una cantidad igual al peso de combustible situado en el fuselaje. Normalmente en la operación de despacho del avión ésto no presenta ningún problema, ya que basta con seguir las instrucciones del manual del avión.

La importancia que tiene el peso de combustible en las alas y su posición, hace que se especifiquen unas normas de consumo de combustible durante el vuelo, que en general son consumir primeramente los depósitos más centrales y procurar que los más exteriores estén con el mayor peso posible, durante toda la operación.

11.18. CARGAS EN TIERRA

Este tipo de cargas podemos dividirlas en dos grupos:

a) Aterrizaje.
b) Todos los demás casos (despegues, rodadura, remolque, etc.).

a) Aterrizaje

El factor de carga en el aterrizaje se define como:

$$n = \frac{\textit{Fuerza que soporta el tren}}{\textit{Peso del avión}} = \frac{F}{W}$$

Normalmente, este factor de carga es menor que los de maniobra; esta condición no será determinante para el ala, sino solamente para las patas del tren. Si suponemos que el recorrido vertical de amortiguación en el impacto, es l la energía cinética que lleva el avión verticalmente será $\frac{1}{2}\frac{W}{g}\cdot(R/D)^2$ en donde R/D es la velocidad vertical de descenso, deberá ser igual a $F.\,l$. luego:

$$F.l = \frac{1}{2}\frac{W}{g}(R/D)^2 \qquad F = \frac{W\cdot(R/D)^2}{2\cdot g\cdot l}$$

$$n = \frac{W\cdot(R/D)^2}{2\cdot g\cdot l\cdot W} \qquad n = \frac{(R/D)^2}{2\cdot g\cdot l}$$

se ve la influencia notable que tiene la velocidad vertical de descenso.

Como se ve, la fuerza que soporta el tren es $n.W$, y el factor de carga en el aterrizaje depende de la velocidad vertical de descenso R/D, luego los esfuerzos a que se ve sometido dependerán de:

- La velocidad vertical de descenso *R/D*.
- El peso del avión.

En el momento de calcular la estructura del tren se tienen en cuenta las dos variables del modo que se indica en la línea de la fig. 11.25, en la que el punto A indica que la estructura del tren soportará velocidades verticales de descenso de hasta 600 ft/min. (3,05 m/seg.) a un peso *MLW* o *Peso Máximo Estructural de aterrizaje*, pero también es capaz de soportar pesos mayores, aunque a velocidades verticales de descenso cada vez más pequeñas, según indica la línea de la figura, hasta llegar al peso máximo estructural de despegue *(MTOW)* y 360 ft/min. (1,82 m/seg.). Esto no quiere decir en modo alguno que de forma deliberada se aterrice con un peso superior al *MLW*. Algunas normas especifican que si accidentalmente se aterrizara con un peso superior en un 10 % al *MLW*, hace falta una inspección del avión. Recordemos que los valores típicos de *R/D* en una aproximación son del orden de unos 500 ó 600 ft/min. (aunque pueden llegar a ser mucho mayores) y unos 3° de pendiente de la senda.

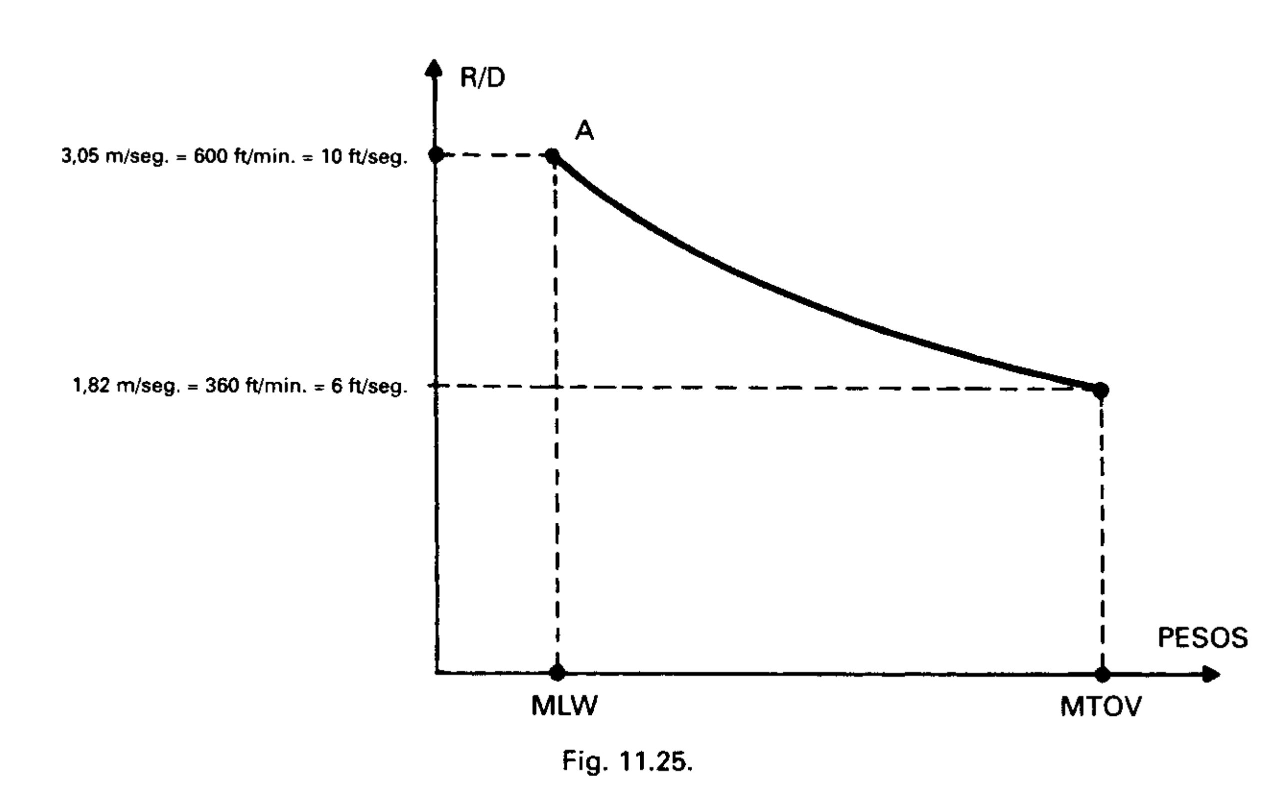


Fig. 11.25.

b) En el resto de los casos

Las normas especifican los esfuerzos máximos para los que deben calcularse las patas y la estructura del tren en general, consideradas las cargas que se introducen por la acción de frenado, cargas asimétricas, etc., para los diversos tipos de tren.

12
Estabilidad estática y dinámica, generalidades

12.1. INTRODUCCIÓN

En los capítulos anteriores hemos estudiado el fenómeno del vuelo en diferentes condiciones: crucero, subida, descenso y viraje, suponiendo que el conjunto de todas las fuerzas que actuaban sobre el avión estaba en equilibrio, es decir, su resultante era nula, y que también era nula la suma de momentos respecto al c. de g.

En este capítulo y los que siguen vamos a estudiar las condiciones de equilibrio, desde los puntos de vista de lo que ocurre cuando existe una perturbación que aparta al avión de su posición de equilibrio inicial y de qué forma puede el piloto mantener una condición de vuelo determinada, así como las acciones para pasar voluntariamente de una posición de equilibrio o condición de vuelo a otra diferente.

En general, el movimiento del avión es muy complicado, así como las ecuaciones matemáticas que definen dicho movimiento, incluso aún cuando se hagan ciertas hipótesis con objeto de simplificar, como son: que el avión tiene un plano de simetría tanto desde el punto de vista geométrico como de repartición de masas, lo que es bastante cierto; que es un cuerpo rígido, lo que se aleja bastante de la realidad al ser la estructura del avión flexible (el estudio, considerando la flexibilidad, corresponde a lo que se conoce como Aeroelasticidad); que la masa del avión permanece constante durante el estudio de un problema determinado y que la tierra permanece fija en el espacio.

12.2. SISTEMA DE EJES

Antes que nada es necesario fijar un sistema de ejes ortogonales respecto al que referiremos el movimiento del avión. Se utilizan varios sistemas de ejes. Nosotros escogemos el que definimos de la siguiente forma. El origen de los ejes O será el centro de gravedad del avión (c. de g.).

El eje *OX*, longitudinal, está situado en el plano de simetría del avión y hacia el morro, fig. 12.1. El eje *OY*, lateral, es perpendicular al plano de simetría, y su sentido positivo es hacia el ala derecha. El eje *OZ*, vertical, situado en el plano de simetría del avión y sentido positivo hacia abajo.

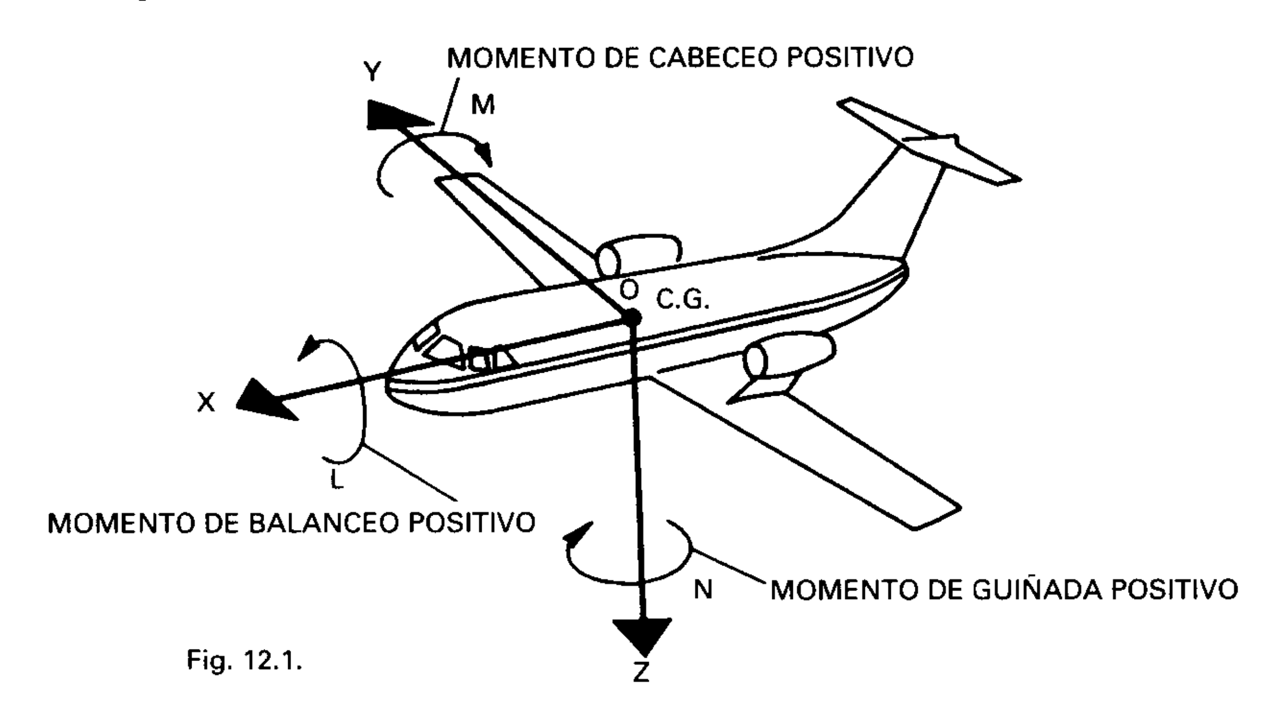


Fig. 12.1.

El sistema de ejes así definido, forma un triedro a derechas (dextrorsum). Un momento alrededor del eje *OX* lo designaremos por *L*, y tendería a producir un giro lateral (balanceo). Los momentos alrededor del eje *OY* los designaremos por *M*, y producirían movimientos de cabeceo. Los momentos alrededor del eje *OZ*, los designaremos por *N* y producirían movimientos de guiñada. Los sentidos de estos momentos *L, M* y *N* que consideraremos positivos, según el sistema de ejes que hemos escogido, se indican en la fig. 12.1. Así, por ejemplo, un momento *N* positivo (guiñada) haría girar el avión hacia la derecha, o un momento positivo *M* (cabeceo) tendería a encabritar el avión.

Del mismo modo la proyección de las fuerzas aplicadas al avión según los ejes las denominaremos F_x, F_y, F_z, y las velocidades angulares p, q y r, respectivamente.

Es usual denominar X a la suma de fuerzas según el eje *OX*, $\Sigma F_x = X$, y análogamente $\Sigma F_y = Y$ y $\Sigma F_z = Z$.

12.3. ESTABILIDAD ESTÁTICA

La estabilidad se estudia en dos aspectos diferentes que dan lugar a la estabilidad estática y a la estabilidad dinámica.

El estudio de esta última es bastante complejo, pasaremos a definir y a tratar la primera.

La estabilidad estática de un cuerpo es la tendencia inicial para volver a una determinada posición de equilibrio, después de haber experimentado una perturbación que le haya alejado de dicha posición.

La estabilidad estática de un cuerpo cualquiera, en nuestro caso de un avión puede ser: positiva o estable, negativa o inestable, e indiferente o neutra, según que al desplazarse el cuerpo de su posición de equilibrio tienda inicialmente a la posición primitiva, tienda a alejarse de esa posición primitiva o permanezca en la nueva posición sin alejarse ni retornar a la posición inicial.

En la fig. 12.2 se representan los tres tipos de estabilidad estática con el ejemplo clásico de una bola situada sobre una superficie.

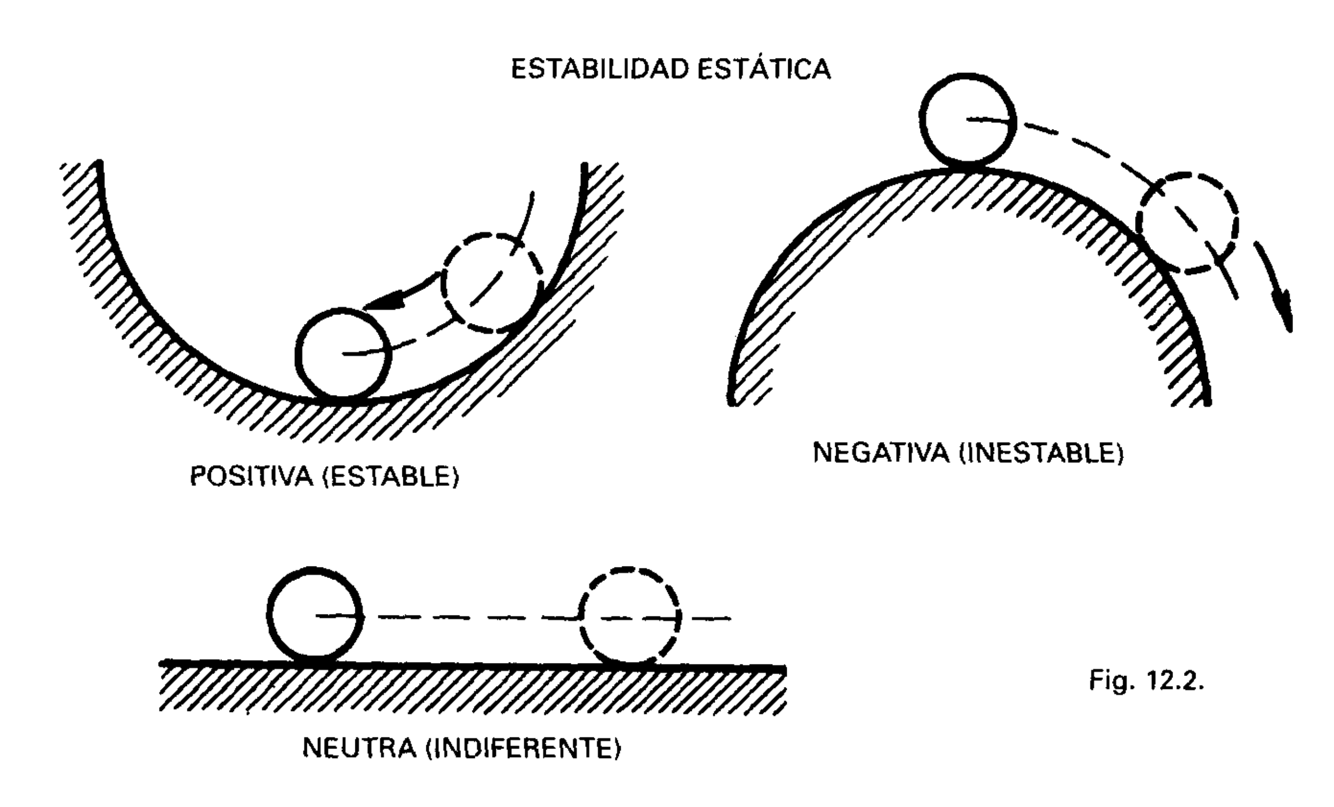


Fig. 12.2.

Conviene insistir en que para definir la estabilidad estática, lo que interesa es la tendencia inicial a recuperar la posición primitiva, sin considerar el tipo de movimiento que sigue a esa tendencia inicial.

Otro punto interesante que conviene hacer notar es que no debe pensarse cuando se hable de estabilidad estática, que el cuerpo a que nos referimos debe estar inmóvil antes de sufrir la perturbación, es decir, en equilibrio estático, sino que puede estar en equilibrio dinámico, como puede ser, por ejemplo, a velocidad constante y trayectoria rectilínea. En esta condición también la suma de fuerzas y de momentos respecto al c. de g. son nulas.

Por supuesto que en el caso del avión, este equilibrio dinámico es el que nos interesa. Así la estabilidad estática del avión, cuando sigue una trayectoria rectilínea y a velocidad constante, vendrá definida por su tendencia inicial a volver a dichas condiciones de vuelo.

Una vez determinada la estabilidad estática por su tendencia inicial, por ejemplo, un avión que tenga estabilidad estática positiva, es decir, que es estable estáticamente, se puede hablar del grado de estabilidad que posee, según que la tendencia a recuperar la posición inicial de equilibrio sea más o menos fuerte. En el caso de la bola de la fig. 12.2 dependería de que el radio de curvatura de la superficie fuera menor o mayor.

12.4. ESTABILIDAD DINÁMICA

La estabilidad dinámica trata de la forma en que se mueve el cuerpo conforme transcurre el tiempo, después de haber sido sometido a una perturbación. Así, nos podemos encontrar con un cuerpo que sea estáticamente estable, pero que dinámicamente sea inestable, indiferente o estable. Por ejemplo, en el caso de estabilidad estática de la bola sobre la superficie curva, si no existen fuerzas de rozamiento, la bola estaría indefinidamente moviéndose a un lado y otro de su posición inicial, siendo, por tanto, indiferente o neutra la estabilidad desde el punto de vista dinámico.

La estabilidad dinámica interesa sólo respecto a cuerpos estáticamente estables, ya que un cuerpo estáticamente inestable tendería a alejarse continuamente de su posición inicial.

La estabilidad dinámica puede ser de tres tipos, y por lo expuesto anteriormente, respecto a cuerpos estáticamente estables: a) Estabilidad dinámica positiva, si el cuerpo retorna a su posición de equilibrio bien como se muestra en la fig. 12.3 de forma aperiódica (dead beat) o por medio de una serie de oscilaciones amortiguadas como en la parte superior de la fig. 12.4. Este

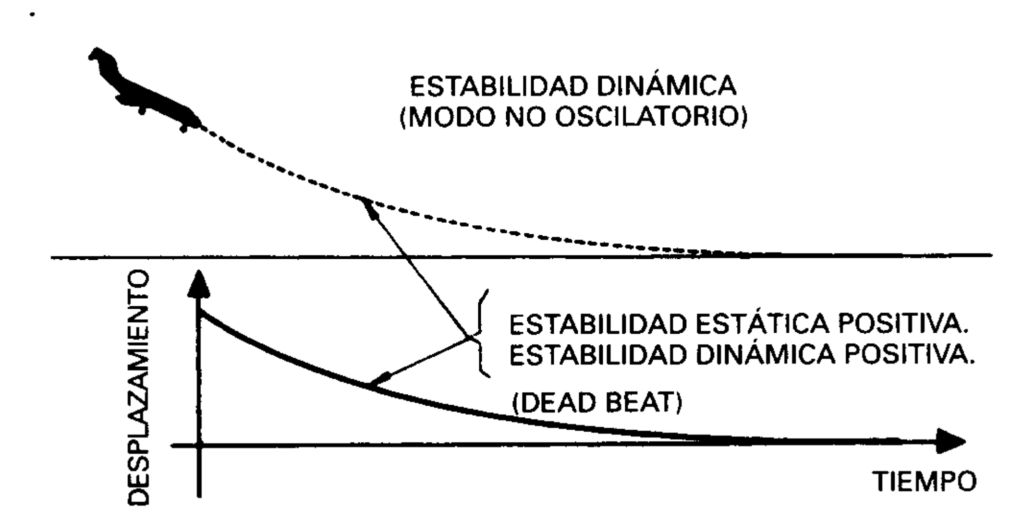


Fig. 12.3.

sería el caso de la bola, pero ahora con rozamiento. b) Estabilidad dinámica indiferente o neutra, si siempre tiende a su posición de equilibrio, pero lo hace a través de una serie de oscilaciones no amortiguadas y, por tanto, indefinidas, fig. 12.4. c) Estabilidad dinámica negativa, si el cuerpo tiene oscilaciones cada vez de mayor amplitud.

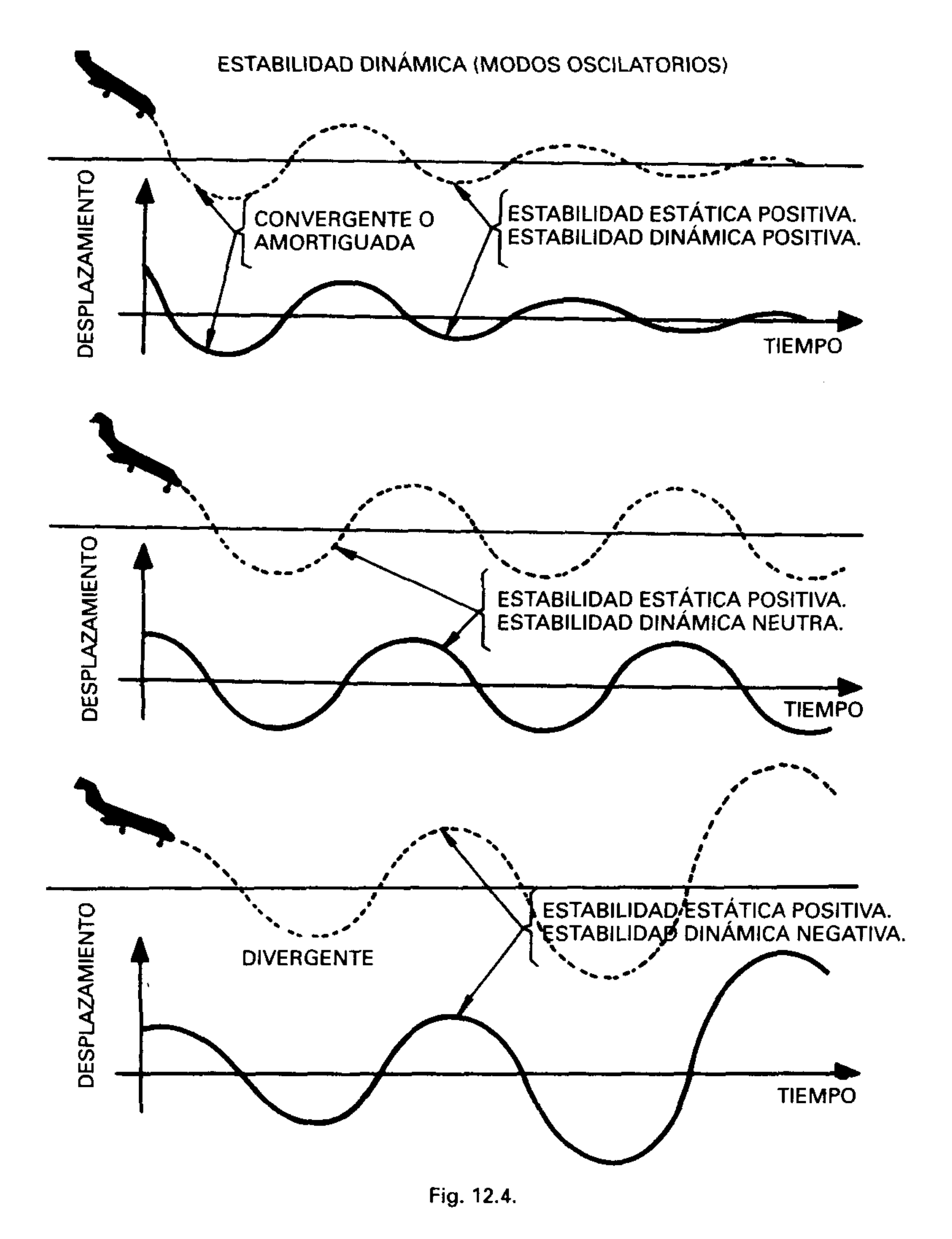


Fig. 12.4.

12.5. ECUACIONES DEL MOVIMIENTO

El movimiento del avión, como el de cualquier otro cuerpo se estudia por medio de la 2.ª ley de Newton, que establece que si *R* es la resultante de todas las fuerzas que actúan sobre él, $\vec{R} = \Sigma\vec{F}$, se verifica:

$$\Sigma \vec{F} = Masa \cdot Aceleración\ lineal$$

$$\vec{R} = m \cdot \vec{a} \qquad [12.1]$$

las magnitudes $\vec{R}$ y $\vec{a}$ son vectoriales.

El avión sometido a una fuerza *R* con una determinada dirección y sentido adquirirá una aceleración lineal en esa misma dirección y sentido cuya magnitud dependerá de la masa.

Con el fin de hacer el estudio más sencillo es usual descomponer los dos vectores en sus componentes según los tres ejes del avión, disponiendo así de tres ecuaciones:

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= X = m \cdot a_x \\ \Sigma F_y &= Y = m \cdot a_y \\ \Sigma F_z &= Z = m \cdot a_z \end{aligned} \qquad [12.2]$$

Lo establecido más arriba es válido para los movimientos rectilíneos que producen las fuerzas, para los movimientos de giro la 2.ª ley de Newton se puede expresar de una forma sencilla efectuando ciertas hipótesis en aras de la claridad en la exposición, y siempre teniendo en cuenta que esta parte es una introducción al tema de la estabilidad y control.

Para expresar la 2.ª ley de Newton para los movimientos de giro, se sustituye el concepto de fuerza por el de momento, el de masa por el de momento de inercia *(I)* y el de aceleración lineal por el de aceleración angular (α)

$$\Sigma\ Momento = Momento\ de\ inercia \cdot Aceleración\ angular$$

y que descompuesto en sus componentes según los tres ejes, *de una forma muy simplificada podrían escribirse las siguientes tres ecuaciones:*

$$\begin{aligned} &\text{eje } OX: \quad L = I_x \cdot \alpha_X \\ &\text{eje } OY: \quad M = I_y \cdot \alpha_Y \\ &\text{eje } OZ: \quad N = I_z \cdot \alpha_Z \end{aligned} \qquad [12.3]$$

Las verdaderas expresiones de estas ecuaciones son muy complicadas, el hecho de que aquí aparezcan tan sencillas es porque se supone que se han efectuado una serie de importantes hipótesis, entre otras que el avión tiene un plano de simetría y que la líneas que se han tomado como ejes del avión coinciden con los ejes principales de inercia del mismo. A pesar de todo lo anterior, solamente la segunda ecuación de 12.3, la correspondiente al momento de ca-

beceo, sería bastante aproximada a la realidad, las otras dos, la primera y la tercera, referentes a los momentos de alabeo y guiñada respectivamente, diferirían bastante entre otros motivos porque no aparecen en ellas unos términos correspondientes al producto de inercia I_{xz}, lo que significaría que no hay acoplamiento entre los movimientos de alabeo y guiñada, cosa que sabemos que no es cierta.

Las seis ecuaciones 12.2 y 12.3 corresponden a cada uno de los seis grados de libertad que tiene el avión, son ecuaciones diferenciales y de una complejidad considerable.

Los términos que aparecen en las ecuaciones anteriores, tanto para fuerzas como para momentos, son de origen aerodinámico (sustentación en el ala, sustentación en la cola, algunos aviones tienen diseñado el fuselaje para producir sustentación que también habría que considerarla, la resistencia de cada uno de los componentes del avión, etc.), gravitatorio (peso), propulsivo (tracción de las hélices o empuje de los motores) y de inercia.

12.6. SEPARACIÓN DE MOVIMIENTOS

Con objeto de hacer más asequibles el estudio y comprensión de las seis ecuaciones 12.2 y 12.3, es usual efectuar una serie de hipótesis, algunas de ellas expuestas ya al final de 12.1, y además estudiar el movimiento del avión cuando estando compensado para una condición de vuelo determinada, sufre *una pequeña perturbación*. Un punto muy importante en el estudio es la elección de los ejes del avión, se suelen escoger de forma que el eje *OX* coincida con la dirección de la velocidad de la corriente libre de aire con lo que entre otras cosas las ecuaciones quedan linealizadas. Unos ejes escogidos de esta forma se denominan *ejes de estabilidad* (por lo que se ha dicho en el apartado anterior, esta elección de ejes tiene como consecuencia que las ec. 12.3 serían mucho más complicadas).

Como resultado de todo lo anteriormente expuesto se consigue:

a) linealizar las ecuaciones, describiendo éstas el movimiento que efectúa el avión cuando ha sido sometido a una pequeña perturbación a partir de una determinada posición de equilibrio o compensación, y

b) *la separación de movimientos*, que significa que los movimientos que ejecuta el avión en el plano de simetría no influyen en la creación de movimientos de guiñada o alabeo y viceversa que movimientos de guiñada o alabeo, por ejemplo, deflexión de los alerones o del timón de dirección no originan movimientos en el plano de simetría.

La conclusión anterior acerca de la separación de movimientos naturalmente se deduce de la forma que adquieren las seis ecuaciones después de las hipótesis efectuadas. Dichas ecuaciones se pueden agrupar en dos grupos.

El primero:

$$X = m \cdot a_x$$
$$Z = m \cdot a_z \qquad [12.4]$$
$$M = I_y \cdot \alpha_y$$

no contiene ningún término referente al alabeo o guiñada, y describe sólo los movimientos en el plano de simetría que corresponden a perturbaciones en este plano, actuaciones sobre el timón de profundidad o a variaciones del empuje (o tracción de las hélices), y suelen denominarse *ecuaciones del movimiento longitudinal*, y estudia los movimientos de cabeceo.

El segundo grupo:

$$Y = m \cdot a_y$$
$$L = I_x \cdot \alpha_x \qquad [12.5]$$
$$N = I_z \cdot \alpha_z$$

sólo contiene términos referentes a alabeo y guiñada, correspondientes a perturbaciones fuera del plano de simetría o a deflexiones del timón de dirección o de los alerones. Se denomina *movimiento lateral-direccional* y estudia los movimientos de alabeo y guiñada.

Con la separación de movimientos se consigue que en el estudio de esta materia los momentos de cabeceo no produzcan guiñadas o alabeos, y que los de alabeo o guiñada no produzcan cabeceos, hechos que no son exactamente ciertos en la realidad, son fruto de las hipótesis hechas, pero que permiten el estudio de una forma muchísimo más fácil. Los movimientos de alabeo y guiñada son imposibles de separar, un movimiento de alabeo, respecto al eje *OX*, producirá uno de guiñada, respecto al eje *OZ*, y un movimiento de guiñada producirá uno de alabeo.

Las hipótesis efectuadas, traen además como consecuencia, que los movimientos del avión pueden hacerse depender de unas constantes denominadas derivadas de estabilidad.

Aprovechando la gran ventaja que supone la separación de movimientos en el capítulo 13 se estudiará el movimiento longitudinal o movimiento en el plano de simetría y en el capítulo 14 los movimientos laterales-direccionales.

12.7. AVIÓN COMPENSADO

Normalmente cuando se desea continuar en una condición de vuelo determinada, el piloto opera sobre algunos mandos del avión, ajustando su posición, de forma que si suelta todos los mandos el avión continua en la

condición de vuelo deseada sin necesidad de ejercer ninguna fuerza sobre ellos.

Esta operación de ajuste de los mandos del avión se denomina *compensación* (trim).

Todos los aviones tienen medios para efectuar este ajuste en los timones de profundidad y dirección, y en los alerones, por medio de unos dispositivos conocidos como *tabs* de compensación (trim tabs), que se pueden ajustar en vuelo desde la cabina (excepto en algunos aviones muy pequeños).

Si el avión está compensado y en una condición de vuelo determinada, por ejemplo, horizontal y rectilínea, y conforme pasa el tiempo el avión sigue en esa condición de vuelo, significa que no está sometido a ninguna aceleración ni lineal ni angular, el avión está en equilibrio dinámico, y la suma de todas las fuerzas y momentos que actúan sobre él es nula, quedando reducidas las ecuaciones 12.4 y 12.5 a

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= X = 0 \\ \Sigma F_z &= Z = 0 \\ M &= 0 \end{aligned} \qquad [12.6]$$

$$\begin{aligned} \Sigma F_y &= Y = 0 \\ L &= 0 \\ N &= 0 \end{aligned} \qquad [12.7]$$

Esta condición de compensación o equilibrio, quiere decir, por ejemplo, con el avión en vuelo rectilíneo y horizontal, que la primera de las ecuaciones 12.6 expresa simplemente que el empuje (o tracción de las hélices) y la resistencia total del avión son iguales en magnitud y de signo contrario, y la segunda ecuación, por ejemplo, que la sustentación es igual al peso.

Como las fuerzas que actúan sobre el avión dependen de muchos factores, como son el peso, la posición del c. de g., la velocidad, el número de Mach, ángulo de la trayectoria, etc., y estos factores varían frecuentemente en el transcurso del vuelo, los ajustes de los dispositivos de compensación deben efectuarse también frecuentemente.

12.8. ESTABILIDAD CON MANDOS FIJOS, LIBRES Y DE MANIOBRA

Es costumbre estudiar ambas estabilidades, estática y dinámica, con mandos fijos y con mandos libres.

Mandos fijos significa que el piloto mantiene la palanca en una posición fija, de modo que las superficies de control no se mueven cuando el

ángulo de ataque del avión cambia después de sufrir una perturbación el avión.

Con mandos libres, no se ejerce ninguna fuerza en la palanca y las superficies de control, por ejemplo, el timón de profundidad, *flotan* en la corriente de aire.

El estudio con mandos fijos sirve para determinar las posiciones de los controles necesarias para efectuar una maniobra o para compensar el avión y el estudio con mandos libres permite determinar las fuerzas de control en los mandos, para compensar el avión o efectuar una maniobra.

Conviene en este momento hacer notar que los aviones de gran tamaño y velocidad tienen dispositivos que ayudan al piloto a mover las superficies de control, por medio de una actuación hidráulica o eléctrica. Básicamente hay dos tipos. Uno es una ayuda para el piloto, por ejemplo, ante una fuerza en la palanca de 1 kg por parte del piloto, el mecanismo suministra 25 kg, y la otra es un sistema de potencia completamente irreversible, en el cual la superficie de control se mueve bajo la acción de un sistema de potencia, sin que el piloto sienta el esfuerzo que supone mover dichas superficies. En este segundo caso no hay diferencia entre las estabilidades con mandos fijos y con mandos libres, o mejor dicho, no es necesario considerar la estabilidad con mandos libres, ya que las superficies de control no flotan aún cuando la palanca está libre, y por supuesto hará falta un dispositivo de sensación artificial para que el piloto sienta el avión.

El estudio de la estabilidad estática tal y como hemos indicado hasta ahora comprende aquellos casos en los que la única aceleración que existe es la debida a la gravedad, y que sirve para estudiar la subida, el crucero o el descenso, condiciones de vuelo de equilibrio dinámico que comprenden la mayor parte del vuelo. Sin embargo, hace falta estudiar la estabilidad en los casos de movimiento de cabeceo, sea picado o encabritado, y de un viraje coordinado en los que debido a la acción de las fuerzas de inercia aparecen factores de carga diferentes de 1. Esto es, la aceleración normal deja de ser 1 *g*. La parte que estudia estos casos se conoce como *estabilidad de maniobra*.

12.9. MANDOS DE VUELO

Los mandos de vuelo con los que el piloto consigue el equilibrio del avión, obtiene una condición de vuelo determinada o efectúa una maniobra, se suelen dividir en primarios y secundarios. Pondremos como ejemplo el caso del DC-10.

Los mandos primarios del DC-10 (fig. 12.5) son: los alerones interiores y exteriores, para control lateral; los timones de profundidad (elevators), divi-

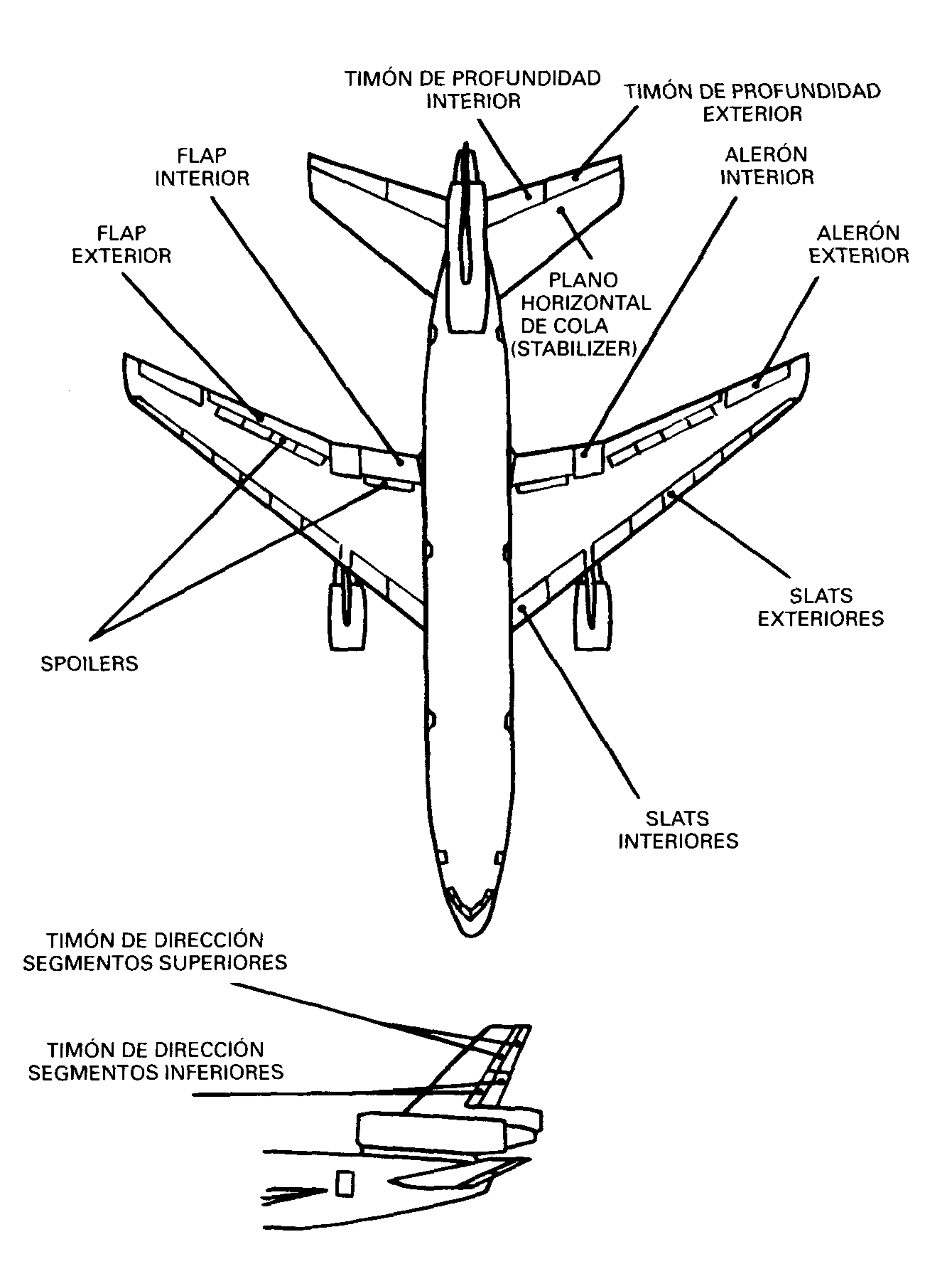

TIMÓN DE PROFUNDIDAD INTERIOR
TIMÓN DE PROFUNDIDAD EXTERIOR
FLAP INTERIOR
ALERÓN INTERIOR
FLAP EXTERIOR
ALERÓN EXTERIOR
PLANO HORIZONTAL DE COLA (STABILIZER)
SLATS EXTERIORES
SPOILERS
SLATS INTERIORES
TIMÓN DE DIRECCIÓN SEGMENTOS SUPERIORES
TIMÓN DE DIRECCIÓN SEGMENTOS INFERIORES

Fig. 12.5.

didos en cuatro elementos, dos interiores y dos exteriores para control longitudinal y el timón de dirección (rudder) dividido en cuatro segmentos, dos superiores y dos inferiores para control direccional.

Los mandos secundarios son los siguientes: los spoilers, cinco en cada semiala, con las funciones de ayuda en el control lateral, aerofrenos en vuelo, y aerofrenos en tierra en caso de aterrizaje o despegue abortado; las ranuras de borde de ataque (slats), ocho segmentos en cada semiala, cuyo objetivo es aumentar C_L y se usan al mismo tiempo que los flaps, excepto en los casos en que el avión se aproxima a la pérdida, en los que entra en funcionamiento el sistema automático de extensión de slats, extendiendo los exteriores automáticamente; los flaps divididos en cuatro segmentos, dos interiores y dos exteriores y con las funciones clásicas de dichos dispositivos. El plano horizontal de cola (stabilizer), que es ajustable y se utiliza para compensación longitudinal, también se considera mando secundario.

Todos estos mandos están operados con potencia hidráulica y cada elemento, por al menos dos sistemas hidráulicos diferentes, con objeto de que la operación sea más segura.

En la fig. 12.6 se muestran las superficies de control de un avión típico de aplicaciones militares y de aviación comercial regional, el CN-235, en el que el control se efectúa por transmisión mecánica, cables y poleas.

Podríamos decir que los mandos de vuelo vistos hasta ahora son los convencionales: alerones y spoilers para alabeo, timón de profundidad para cabeceo y timón de dirección para guiñada. Por diversos motivos se fabrican aviones con superficies de control, no convencionales, que pueden producir movimientos de giro sobre dos ejes simultáneamente.

Acabamos de exponer que en los aviones grandes, de altas prestaciones, es usual que existan dos pares de alerones: interiores y exteriores. El motivo es doble, por un lado la existencia de los interiores está justificada porque son los que deben utilizarse a alta velocidad, porque si en este caso se utilizaran los exteriores sus efectos serían excesivos (Vid. 5.8) tanto por el momento de alabeo producido como por la distorsión de tipo aerolástico que se produciría en el ala, por otro lado, de este modo se dispone de una redundancia de mandos de control de alabeo por motivos de seguridad. Interesa siempre que los alerones ocupen el menor espacio posible de envergadura en beneficio de disponer más para los flaps. Una situación óptima para los alerones interiores en los polimotores es detrás de los motores interiores, ya que esa situación no es conveniente para los flaps porque se debe evitar que estos estén sometidos a la corriente de los gases de salida de los motores. Los alerones interiores o de *alta velocidad* también operan a baja velocidad, los exteriores sólo a baja velocidad. Como resultado de lo anterior hay menos es-

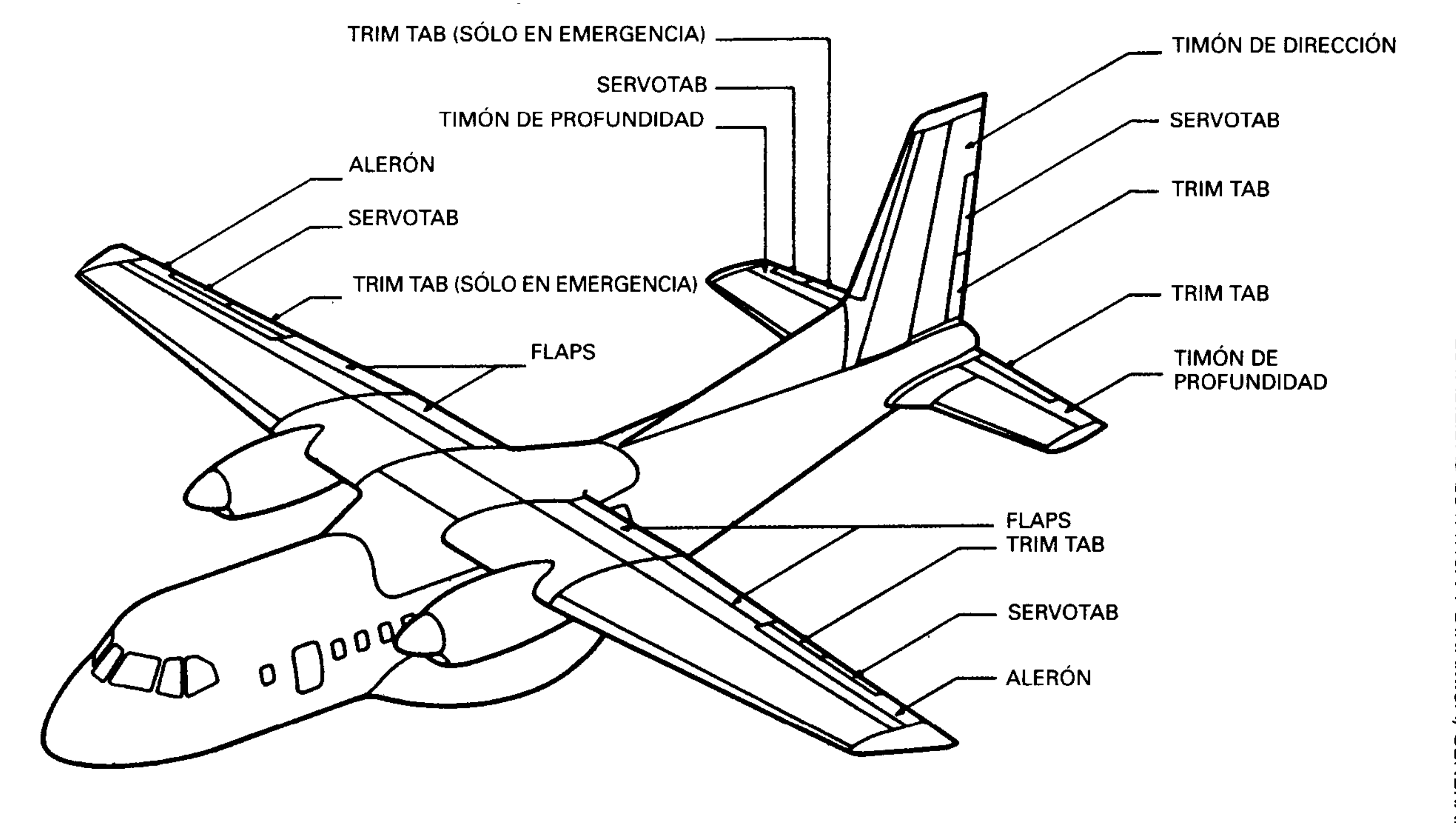

TRIM TAB (SÓLO EN EMERGENCIA)
SERVOTAB
TIMÓN DE PROFUNDIDAD
ALERÓN
SERVOTAB
TRIM TAB (SÓLO EN EMERGENCIA)
FLAPS
TIMÓN DE DIRECCIÓN
SERVOTAB
TRIM TAB
TRIM TAB
TIMÓN DE PROFUNDIDAD
FLAPS
TRIM TAB
SERVOTAB
ALERÓN

Fig. 12.6.

pacio disponible en el ala para los flaps, para remediar este problema una solución consiste en utilizar uno de estos dos pares de superficies de alerones con una disposición denominada *flaperones*, que se puede considerar que actúan como los flaps clásicos cuando se deflectan dejándolos *caer* hacia abajo en las dos semialas la misma magnitud en el mismo sentido, pero que admiten un movimiento diferencial, uno hacia arriba y otro hacia abajo, en cuyo caso actuarían como alerones.

Los *elevones* son también dispositivos de borde de salida utilizados en algunos aviones de ala en delta, como, por ejemplo, el Concorde, que cuando se deflectan en la misma dirección actúan como timón de profundidad (*elev*ator) y cuando actúan diferencialmente, en direcciones opuestas, como aler*ones*. Son especialmente útiles en las *alas volantes.*

En otros aviones los planos de cola vertical y horizontal están sustituidos por dos planos en forma de V, es decir, con diedro, esta disposición se conoce como *cola en V o mariposa (butterfly)*, fig.12.7, como avión típico de esta configuración podemos considerar el Beech serie Bonanza. Cada uno de estos planos está dotado de timones, *ruddervators,* si el piloto tira de la palanca los dos timones de dichos planos inclinados se mueven en el mismo sentido, simétricamente, los dos arriba y hacia dentro, y si empuja la palanca se mueven los dos abajo y hacia fuera, produciendo en ambos casos una fuerza de componente vertical como si fuera un timón de profundidad convencional, control de cabeceo. Pero si el piloto aplica una fuerza sobre los pedales, los timones se mueven diferencialmente, asimétricamente, uno hacia arriba y hacia dentro y el otro hacia abajo y hacia fuera, produciéndose una fuerza de componente horizontal, análoga a la que produciría una deflexión de un timón de dirección, control de guiñada. En este último caso se genera además un pequeño moviento de *alabeo adverso.*

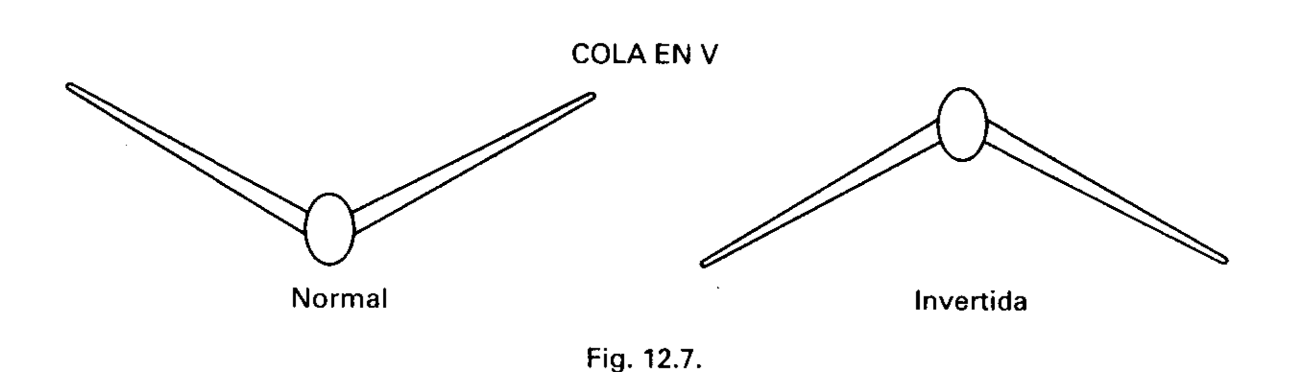


Fig. 12.7.

Una de las razones que se exponen para utilizar este tipo de cola es la de que se necesitan dos superficies en lugar de tres, lo que presupone que habrá menos resistencias, entre ellas las de interferencia.

También puede presentar algunos inconvenientes: unos referentes a que la estructura tendrá mayor complejidad y quizá más peso que una convencional, otros referentes a la tendencia de alabeo anteriormente expuesta, y por último a que su comportamiento respecto a las ráfagas tanto verticales como horizontales puede afectar a sus características de estabilidad.

Algunas veces se han utilizado *colas en V invertidas*, el diedro de la cola es en este caso negativo, el pequeño movimiento de alabeo que se genera en un movimiento asimétrico, sería *favorable.*

Es posible que la cantidad de diedro aconsejable en el ala pueda verse afectada por el diedro utilizado en la cola.

Algún avión con cola en V ha presentado en configuración de aproximación un momento de picado peligroso. El motivo de tal momento puede ser debido a que con una posición del c. de g. adelantada y flaps deflectados al máximo es necesaria una fuerza muy grande hacia abajo en la cola, para que así se pueda compensar el gran momento de picado que generan las dos condiciones anteriores, si esto ocurre volando en turbulencias cuando hay posibilidad de que se originen ángulos grandes de resbalamiento, puede que en algún instante la cola entre momentáneamente en pérdida, desapareciendo parte de la fuerza hacia abajo que en ella se generaba y produciéndose un momento brusco de picado del avión.

Hemos visto que la configuración clásica para el control del cabeceo está constituida por un plano fijo horizontal de cola, stabilizer, cuya incidencia en algunos aviones puede variarse o ajustarse y un timón de profundidad, elevator, sin embargo, en algunos aviones, especialmente supersónicos y ligeros, podemos encontrar una configuración en la cual el control se consigue variando la incidencia de todo el plano fijo horizontal, *slab,* que no tiene parte móviles o timones.

El eje de giro del slab se situa de modo que las fuerzas necesarias para variar su incidencia sean pequeñas, aparte de qùe además las variaciones de ángulos necesarias son muy pequeñas por la gran efectividad que tienen.

En alguna ocasión para ayudar al movimiento del slab se recurre a un tab, en cuyo caso realmente ya no existe sólo una superficie movible, sino una muy pequeña sobre la que se actua (el tab) y que es la que mueve el resto (slab), prácticamente todo, de la cola horizontal. Esta configuración se denomina *stabilator.*

El Tornado usa *tailerones,* las dos superficies horizontales de cola (slabs) son movibles actuando como mando de cabeceo (timón de profundidad), pero también puede moverse diferencialmente en cuyo caso actúan como alerones. Este avión no tiene alerones convencionales en el borde de salida del ala. Todo el borde de salida del ala puede utilizarse para los flaps.

12.10. CONTROLABILIDAD Y MANIOBRABILIDAD

Es evidente que desde un punto de vista de seguridad conviene que un avión sea estable, pero también lo es, que a mayor estabilidad tendrá menos facilidad de efectuar maniobras, y las fuerzas que se originen en los mandos, con objeto de efectuar una maniobra determinada deberán ser grandes. Por supuesto que esta estabilidad de la que venimos hablando no tiene en cuenta para nada al piloto, lo cual quiere decir que un avión con estabilidad indiferente o inestable no significa que no puede volar. El piloto actuando sobre los mandos podría controlar el avión probablemente a costa de un gran esfuerzo de habilidad y concentración que no podrían ser mantenidos durante mucho tiempo. Así, en el caso de aviones para acrobacia, puede ser conveniente que tengan estabilidad indiferente o incluso ligeramente inestables para que el piloto tenga facilidad en efectuar las maniobras, es decir, conseguir un avión muy maniobrable.

Actualmente se construyen aviones, especialmente en el campo militar, que son inestables, la estabilidad se consigue porque existe un control automático del avión regido por ordenadores de gran rapidez de respuesta que realmente son los que determinan las ordenes que llegan a las superficies de mando.

Es necesario que el control del piloto se pueda efectuar en los 6 movimientos correspondientes a los 6 grados de libertad que tiene el avión: 3 movimientos de rotación (cabeceo, alabeo y guiñada) y 3 movimientos de traslación a lo largo de cada uno de los 3 ejes del avión.

Introducimos ahora el concepto de *controlabilidad* como la capacidad del piloto para iniciar una maniobra, y de mantenerla, respondiendo el avión a los controles, especialmente en dirección o actitud, o si prefiere como la capacidad para perturbar una condición de equilibrio y pasar de una condición de equilibrio a otra.

Otro concepto es el de *maniobrabilidad* y está referido a la capacidad de los aviones que determinan la rapidez con la que pueden hacerse los cambios de dirección del movimiento, las maniobras, y de seguir una trayectoria determinada. Un avión será maniobrable cuando pueda llevar a cabo una serie de maniobras tipo con la suficiente rapidez. El concepto de maniobrabilidad se refiere a la mayor o menor facilidad de control.

Por último, hay dos expresiones muy dependientes entre sí, y que en la práctica son muy difíciles de separar, son los términos: *cualidades de vuelo* (flying qualities) y *cualidades de manejabilidad* (handling qualities).

Ambos están relacionados con las propiedades que de algún modo describen la facilidad y la efectividad con la que el avión responde a una orden del

piloto y al grado de satisfacción de éste en la consecución de alguna tarea de vuelo, por tanto, ambas cualidades tienen un *caracter muy subjetivo*, y a veces hay quien las utiliza como términos sinónimos.

Las *cualidades de manejabilidad* de un avión están relacionadas con el grado de satisfacción del piloto a la forma en que puede controlarle sin necesidad de esfuerzos grandes o complicados, o que no exijan una gran concentración, de modo que el pilotaje durante un período de tiempo razonable no le llegue a fatigar, física o mentalmente, dentro de este término están englobados otros conceptos como estabilidad, compensación, etc., y está relacionado con la *respuesta del avión*, teniendo en cuenta el comportamiento transitorio o a corto plazo (frecuencia de las oscilaciones, amortiguamiento de las mismas, etc.) y el comportamiento a largo plazo, referido al establecimiento y mantenimiento de una determinada condición de vuelo.

El término de *cualidades de vuelo* de un determinado avión está referido a la *evaluación* por parte del piloto de su grado de satisfacción acerca de la facilidad y precisión con las que puede efectuar una serie de tareas que las reglamentaciones de las Aviaciones Civiles requieren para dar el Certificado de Aeronavegabilidad, o que en su caso puedan exigir las Autoridades Militares, este concepto está relacionado con *la ejecución de una tarea* .

Los criterios de manejabilidad son los que dan lugar a los requisitos de cualidades de vuelo que exigen las autoridades. A lo largo del tiempo han ido apareciendo diversos modelos de evaluación de las opiniones de los pilotos, siendo obvio que en la especificación de los criterios es necesario considerar aspectos tales como: tipo de avión considerado, maniobras que se desea que pueda ejecutar, etc.

En el aspecto de los requisitos de cualidades de vuelo de los aviones, éstos se clasifican en cuatro clases, que van desde aviones pequeños y ligeros (Clase I) a aviones de combate muy maniobrables (Clase IV). Los requisitos dependen también de la fase de vuelo, de las cuales se distinguen tres: fase no terminal, maniobras rápidas con control muy preciso de la senda de vuelo (Categoría A, generalmente aviones militares), fase no terminal, maniobras de ejecución graduales y lentas, no necesitando una gran precisión (Categoría B), y fase terminal, despegue y aterrizaje, con maniobras de ejecución graduales y lentas, necesitando una gran precisión de la senda (Categoría C). Las evaluaciones de las opiniones de los pilotos da lugar a tres niveles, abarcando éstos, desde aviones con cualidades de vuelo adecuadas, Nivel 1, a inadecuadas, Nivel 3, por debajo del Nivel 3 el avión es inaceptable. Una escala muy utilizada para la evaluación es la de Cooper-Harper, en la que el piloto da puntuaciones del 1 al 10, las puntuaciones del 1 al 8, convenientemente agrupadas (1-2-3), (4-5) y (6-7-8), corresponden a cada uno de los tres niveles, siendo inaceptables, por falta de controlabilidad los que obtienen las puntuaciones 9 y 10.

Los requisitos referentes a las cualidades de vuelo vienen regulados por normas MIL, CAA, FAA y JAA y han sido establecidos después de muchos años de investigación y de experimentación, variando de unos países a otros, y como ya hemos dicho son diferentes para diferentes tipos de aviones, siendo su objetivo asegurar que la operación con un nuevo tipo de avión es segura. A título de ejemplo exponemos a continuación algunos de los aspectos de los que tratan dichos requisitos: de la eficiencia de los controles para producir maniobras en diversas condiciones y posiciones del c. de g., de las fuerzas que el piloto debe ejercer sobre los mandos (poniendo límites), de la posición del punto neutro (Vid. 13.6), de las amortiguaciones de los movimientos oscilatorios, del comportamiento en las pérdidas y en las barrenas, etc.

13

Estabilidad longitudinal

13.1. ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL

Empezaremos el análisis de la estabilidad estática longitudinal suponiendo que los *mandos están fijos*, y por tanto, también lo están las superficies de control. Partimos de la hipótesis de que el avión está compensado (Vid. 12.7) en vuelo rectilíneo y estacionario, manteniéndose por tanto volando a un determinado valor del ángulo de ataque o si se prefiere al valor correspondiente de C_L.

A lo largo de todo este capítulo, de las tres ec. 12.6, la que más nos interesará será la tercera de ellas, que expresa que la suma de momentos de cabeceo que producen todas las acciones de todos los componentes del avión debe ser nula. Recordemos que dichas ecuaciones se cumplen con el avión en equilibrio o compensado.

Es muy conveniente tomar como origen de momentos de todas las fuerzas que se producen en el avión el c. de g., con lo que la ec. 3.25 del momento de cabeceo, ahora respecto al c. de g., quedará:

$$M_{cg} = C_{Mg} . q . S . C \qquad [13.1]$$

donde: M_{cg} = Momento de cabeceo del avión respecto al c. de g.
C_{Mg} = Coef. de momento de cabeceo respecto al c. de g.
q = Presión dinámica
C = Cuerda media aerodinámica

debiendo verificarse, con el avión compensado (ec. 12.6) que

$$M_{cg} = 0 \qquad \text{lo que es equivalente a} \qquad C_{Mg} = 0$$

podríamos decir que cualquiera de las dos ecuaciones anteriores es la *condición de compensación del avión.*

Bajo la acción de una perturbación, por ejemplo, una ráfaga, que le produzca un desplazamiento angular de cabeceo, el avión quedará sometido a

un nuevo ángulo de ataque, y por tanto, a otras fuerzas y momentos de todos sus componentes, no siendo ya nulos los valores de M_{cg} y de C_{Mg}, cuyos efectos inicialmente pueden ser, hacer volver al avión al ángulo de ataque para el que estaba primitivamente compensado, alejarle de dicho ángulo de ataque o permanecer en el nuevo ángulo de ataque, comportamientos que definen los tres tipos de estabilidad: positiva, negativa e indiferente.

Para el estudio de lo que acabamos de exponer es necesario relacionar los movimientos angulares de cabeceo, o las causas que producen dichos movimientos angulares, con las variaciones de ángulo de ataque o de C_L. En el capítulo 3, fig. 3.12 y 3.14, o en el capítulo 4, fig. 4.21, habíamos representado C_L y C_D en función de α, y visto la ventaja de utilizar coeficientes, sin embargo, aunque en los apartados 3.10 y 3.11 introdujimos el concepto de coeficiente de momento de cabeceo todavía no lo hemos representado en función de α o de C_L, lo que vamos a hacer ahora.

La representación de C_{Mg} en función de α o de C_L puede ser del tipo de alguna de las figs. 13.1, 13.2 o 13.3. Empecemos por la fig. 13.1.

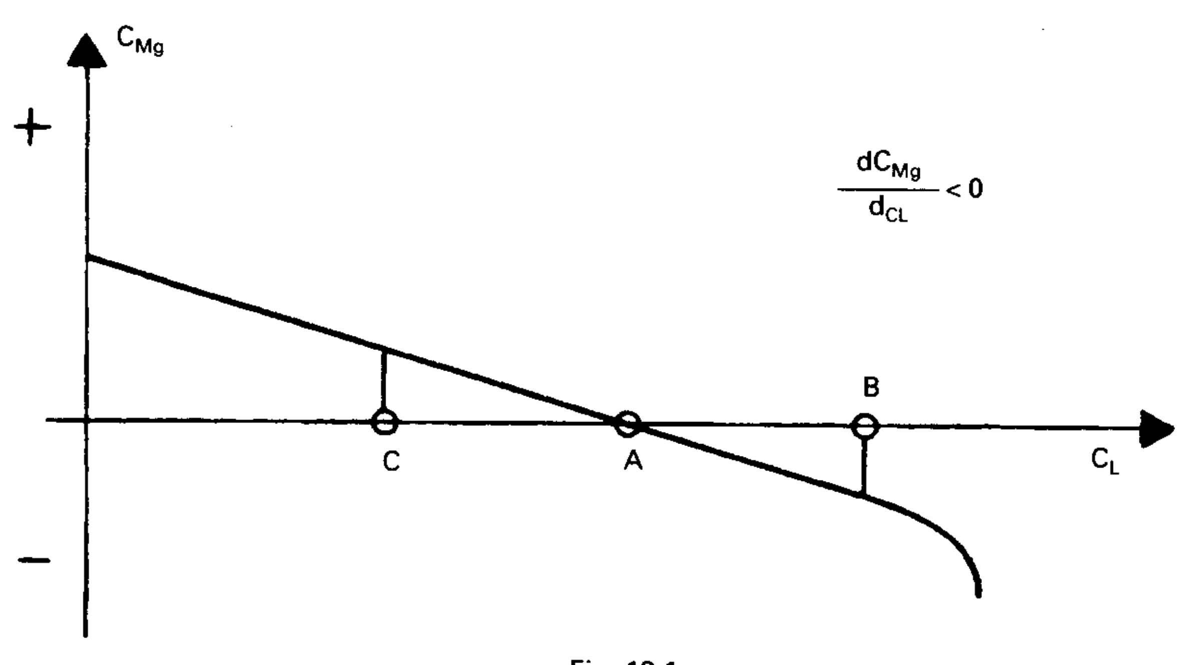


Fig. 13.1.

El avión que viniera representado por dicho gráfico, estaría en equilibrio o compensado cuando $C_{Mg} = 0$; es decir, para un valor de C_L que correspondiera al punto *A*. Hemos definido la estabilidad estática por la tendencia a recuperar la posición de equilibrio. Si la curva $C_{Mg} = f\,(C_L)$ es del tipo de la fig. 13.1, el avión es estable. Para comprobarlo, imaginemos que estando el avión en la posición de equilibrio determinada por el punto *A*, sufre una perturbación que hace que el valor de C_L aumente al punto *B;* el nuevo va-

lor de C_{Mg} no será nulo, sino negativo, y creará por tanto un momento de picado, tanto mayor cuanto mayor sea el valor de C_{Mg}, que tenderá a reducir el valor de C_L a su valor primitivo *A*. Si por el contrario, C_L disminuyera, debido a una perturbación del valor *A* al *C*, se crearía un momento de cabeceo positivo (encabritado), que tendería a aumentar el valor de C_L hasta su valor primitivo *A*, (como anteriormente, el momento será tanto mayor cuanto lo sea C_{Mg}).

Si la curva representativa de C_{Mg} en función de C_L fuera del tipo de la fig. 13.2, nos encontraríamos con el caso contrario. En *A'*, el avión estaría compensado o en equilibrio; si C_L aumentara a *B'*, se crearía un momento de cabeceo positivo (encabritado) que tendería a aumentar aún más el valor de C_L.

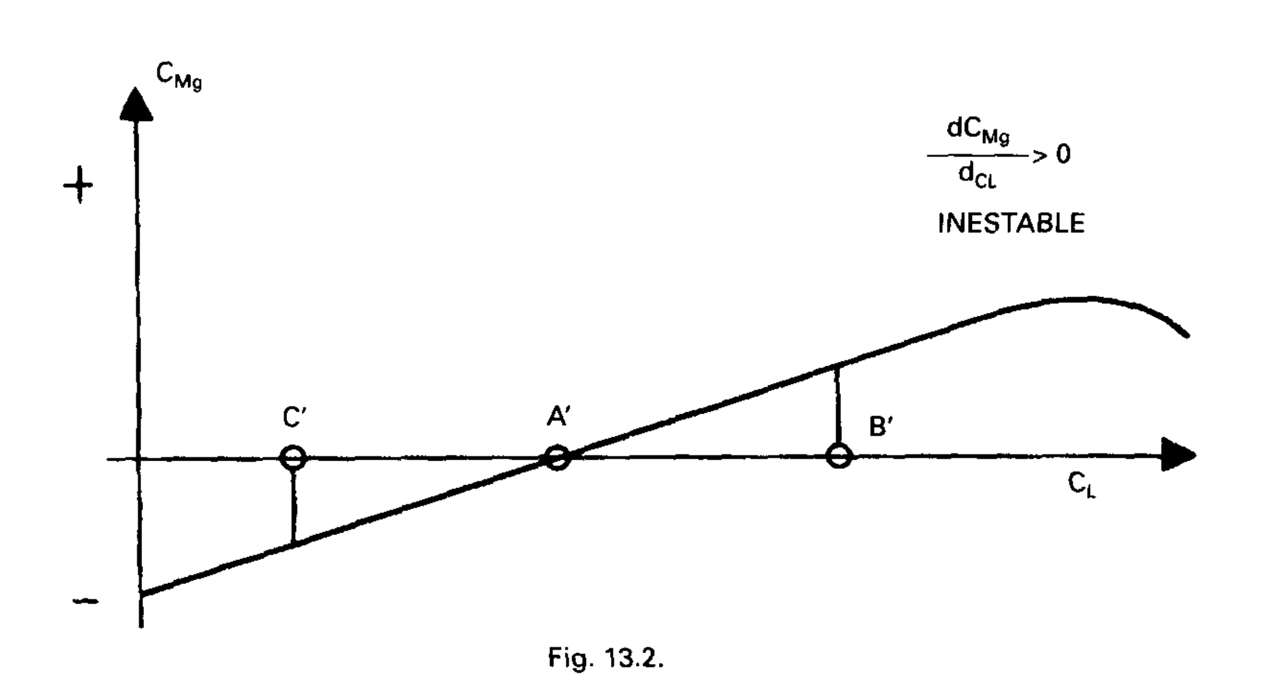


Fig. 13.2.

Por el contrario, si C_L disminuyera al valor *C'*, se crearía un momento de cabeceo negativo (picado), que tendería a disminuirle más. El avión que viniera representado por una curva del tipo de la fig. 13.2 sería inestable longitudinalmente.

Por último, una curva de C_{Mg} en función de C_L del tipo de la fig. 13.3 representaría un avión con estabilidad neutra o indiferente.

Al pasar el valor de C_L del punto *A"* al *B"*, el avión se quedaría en la nueva actitud, el coeficiente de momento sería el mismo que en el caso de que C_L tuviera el valor representado por *A"*.

Las representaciones de las figs. 13.1, 13.2 y 13.3 son, muy aproximadamente, líneas rectas y como acabamos de ver es el signo de la pendiente

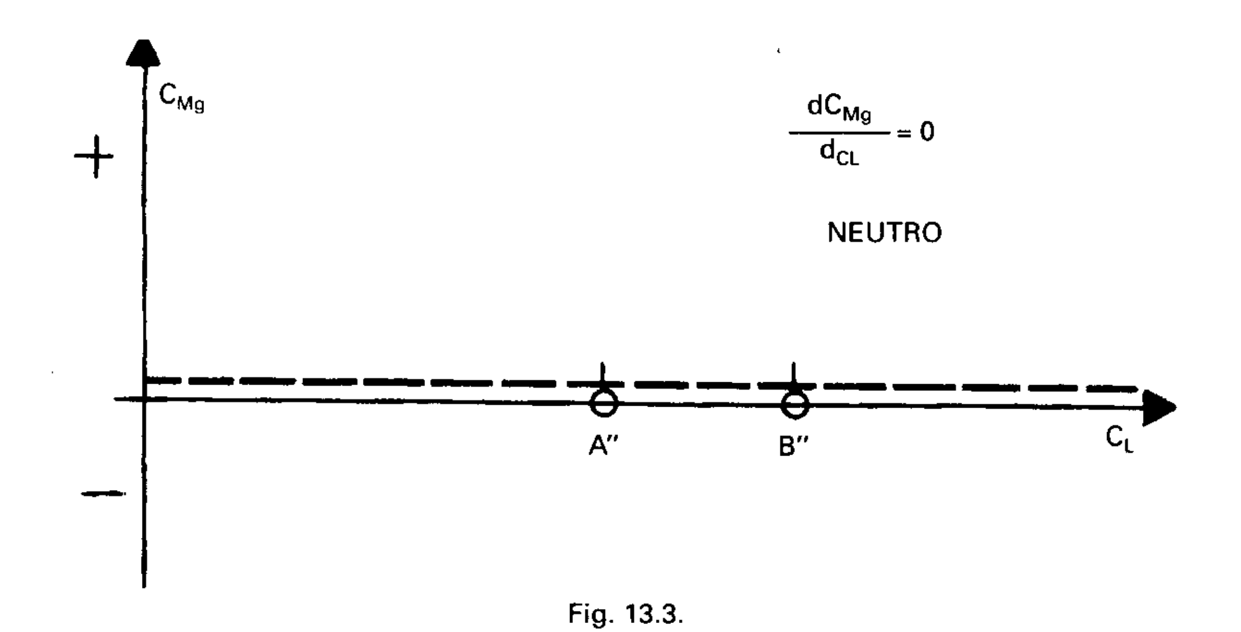


Fig. 13.3.

de dichá recta lo que indica el tipo de estabilidad del avión. En forma matemática:

$$\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} < 0 \quad \text{estabilidad positiva (estable)}$$

$$\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} > 0 \quad \text{estabilidad negativa (inestable)} \qquad [13.2]$$

$$\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} = 0 \quad \text{estabilidad indiferente (neutra)}$$

La contribución de todos los elementos a la estabilidad puede dar lugar a que un avión sea estable con valores bajos de C_L y que conforme C_L aumenta sea cada vez menos estable, llegando a una zona de estabilidad neutra, e incluso haciéndose inestable a grandes valores de C_L, pudiendo en algunos casos presentar características de encabritamiento inestable, fig.13.4, dejando de ser lineal la curva representativa. En esta figura, como en las anteriores, el eje de abcisas puede representar valores de α en lugar de C_L.

Conviene no confundir los términos *estabilidad* y *compensación*, si nos fijamos en el caso de la fig 12.2 en el que la bola está en la posición más alta, existe equilibrio (compensación) pero claramente es inestable.

Por otro lado ya hemos dicho en 12.10 que cuanto más estable es un avión es menos maniobrable. El grado de estabilidad viene definido por la inclinación de la curva que define la estabilidad estática y de dicho grado de estabilidad depende la mayor o menor dificultad para compensar el avión.

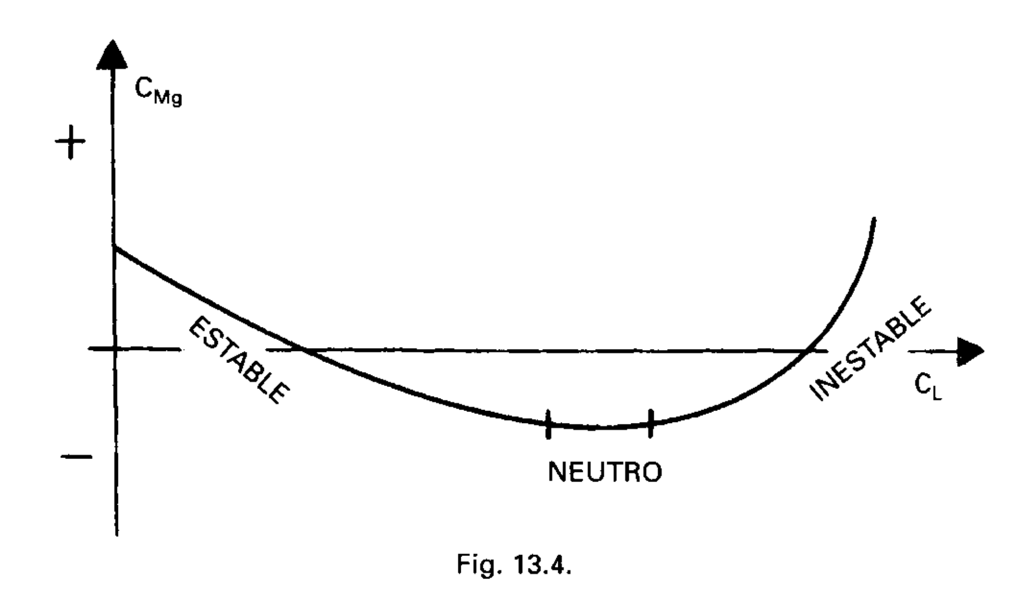


Fig. 13.4.

13.2. DESARROLLO DE LAS ECUACIONES DEL MOMENTO DE CABECEO

En la fig. 13.5 aparecen los efectos de los componentes más importantes del avión, ala, fuselaje y cola, faltan otros como pueden ser el grupo motopropulsor, el tren de aterrizaje fuera, o flaps fuera, etc. Es usual para no obscurecer el significado de las ecuaciones considerar en una primera aproximación sólo aquellos componentes que probablemente producirán los mayores efectos en la estabilidad estática longitudinal: ala y cola horizontal, y posteriormente, una vez obtenidas las conclusiones básicas más importantes y visto ya el método seguido para obtener dichas conclusiones, estudiar por separado los efectos que producen el resto de los componentes, por ejemplo, grupo motopropulsor, flaps, etc., que deben añadirse a los efectos básicos.

Siguiendo lo expuesto en 12.7 vamos a aplicar al avión de la fig.13.5 las tres ecuaciones que definen el movimiento longitudinal del avión. Por sencillez suponemos que el vuelo es horizontal, y que la tracción de las hélices o empuje de los motores pasa por el c. de g. del avión (posteriormente se analizarán las consecuencias cuando esto no es así).

Aplicaremos momentos tomando como origen de los mismos el c. de g. del avión. Los subíndices f y t cuando aparezcan se refieren al fuselaje y cola, respectivamente.

- D, D_f y D_t son las componentes de la resistencia total correspondiente al ala, fuselaje y cola, respectivamente.

- L, L_f y L_t la sustentación del ala, fuselaje y cola.

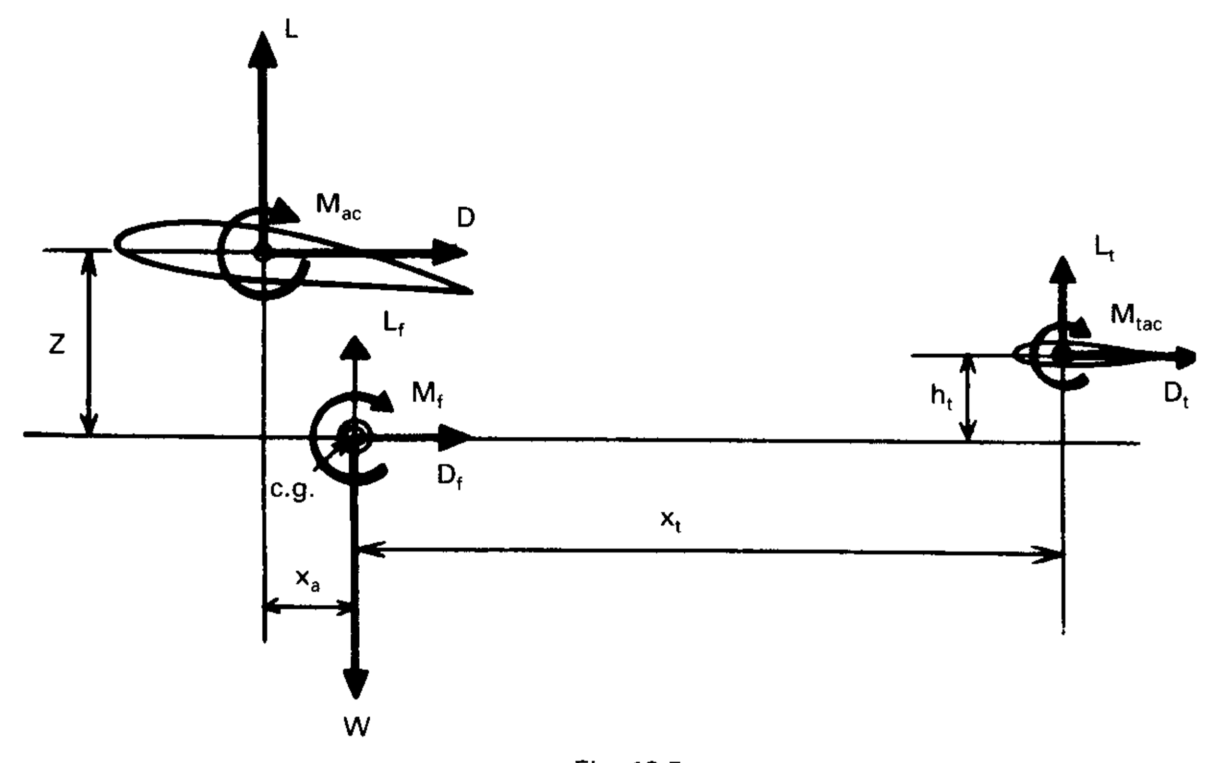


Fig. 13.5.

- M_{ac} es el momento del ala respecto al centro aerodinámico, normalmente situado alrededor del 25% de la cuerda media aerodinámica, MAC, recordemos que

$$M = C_{Mac} \cdot q \cdot S \cdot C$$

- M_{tac} es el momento de la cola respecto a su centro aerodinámico respectivo, y M_f el momento del fuselaje.

Aplicando ahora las tres ec. 12.6 al avión de la fig. 13.5, obtenemos las ec. 13.3, en las dos primeras, referentes a que la suma de las fuerzas debe ser nula, se manifiestan claramente las contribuciones del ala, fuselaje y cola. En la 3.ª y la más importante para el estudio de la estabilidad, detallamos cada contribución y escogemos el c. de g. del avión como punto respecto al que se toman momentos, recordemos que con el avión en equilibrio y compensado las tres ecuaciones son iguales a cero.

$$\begin{aligned} \Sigma F_x = 0 \quad & \Sigma F_x = T - D - D_f - D_t = 0 \\ \Sigma F_z = 0 \quad & \Sigma F_z = L + L_f + L_t - W = 0 \\ M_{cg} = 0 \quad & M_{cg} = M_{ala} + M_{fuselaje} + M_{cola} = 0 \end{aligned} \qquad [13.3]$$

En donde:

$$M_{ala} = M_{ac} + L \cdot x_a + D \cdot z$$

$$M_{fuselaje} = M_f$$

$$M_{cola} = -L_t \cdot x_t + M_{tac} + D_t \cdot h_t$$

Fácilmente se observa que las dos primeras ec. 13.3, referentes a fuerzas, simplemente expresan:

$$T = \Sigma \; Resistencias$$
$$\Sigma \; Sustentaciones = W$$

Con objeto de obtener conclusiones de una forma sencilla, es usual despreciar en las ec. 13.3 aquellos términos cuyo valor relativo respecto a los otros sea pequeño, caso de que no fuera así no sería posible despreciarlos y la obtención de las conclusiones sería más laboriosa.

Con este fin vamos a despreciar desde ahora:

- $D_t \cdot h_t$, porque D_t es en valor pequeño y h_t también (excepto en aviones con el plano horizontal de cola muy alto).
- M_{tac}

y además los efectos del fuselaje pasaremos a estudiarlos por separado en el apartado 13.4, con lo que desaparecen de las ecuaciones anteriores los valores L_f, D_f y M_f.

Quedando las contribuciones de las ec. de momento como sigue:

$$M_{ala} = M_{ac} + L \cdot x_a + D \cdot z$$
$$M_{cola} = -L_t \cdot x_t$$

y el valor total simplificado del momento de cabeceo, con el avión en equilibrio y compensado

$$M_{Cg} = M_{ac} + L \cdot x_a + D \cdot z - L_t \cdot x_t = 0 \qquad [13.4]$$

Hemos visto anteriormente que matemáticamente la estabilidad estática longitudinal depende de que el valor (ec. 13.2) de la derivada dC_{Mg}/dC_L sea negativo, positivo o nulo, por tanto, para estudiar la tendencia inicial del avión a volver o a alejarse de su posición de equilibrio, una vez que ha sido sometido a una perturbación, hay que estudiar el comportamiento de dicha derivada, es decir, la variación de C_{Mg} cuando varía C_L. El valor de esta derivada se obtiene de la ec. 13.4, con la única diferencia de que como se trata de estudiar lo que ocurre después de haber sufrido el avión una perturbación pequeña, separado de su posición de equilibrio, los valores de M_{cg} y de C_{Mg} ya no serán nulos y el avión tendrá un C_L diferente del que tenía cuando estaba compensado. Sustituyendo los momentos, sustentaciones y resistencias por sus valores queda:

$$M_{Cg} = C_{Mac} \cdot q \cdot S \cdot C + C_L \cdot q \cdot S \cdot x_a + C_D \cdot q \cdot S \cdot z + C_{Mf} \cdot q \cdot S \cdot C -$$
$$- C_{Lt} \cdot S_t \cdot q_t \cdot x_t \qquad [13.5]$$

Obsérvese que en la cola se utiliza una presión dinámica diferente ya que la velocidad de la corriente en ella puede ser diferente de la que existe en el ala, y de hecho lo es, se suele denominar eficiencia de la cola al cociente $q_t/q = \eta_t$, S_t es la superficie de la cola horizontal.

Para escribir esta ecuación en forma adimensional dividimos por $q.S.C.$:

$$C_{Mg} = C_{Mac} + C_L \cdot \frac{x_a}{C} + C_D \cdot \frac{z}{C} - C_{Lt} \cdot \frac{S_t}{S} \cdot \frac{q_t}{q} \cdot \frac{x_t}{C} \qquad [13.6]$$

al producto $\frac{S_t}{S} \cdot \frac{x_t}{C}$ se le suele denominar coeficiente de volumen de la cola y se le representa por $\overline{V}$.

Derivando respecto a C_L la ecuación anterior queda:

$$\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} = \frac{d\,C_{Mac}}{d\,C_L} + \frac{x_a}{C} + \frac{d\,C_D}{d\,C_L} \cdot \frac{z}{C} - \frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L} \cdot \eta_t \cdot \overline{V} \qquad [13.7]$$

En esta expresión el primer término del segundo miembro es nulo, ya que por definición de centro aerodinámico C_{Mac} es constante y por tanto, independiente del ángulo de ataque y de C_L, Vid. 3.9, en cuanto al tercer término lo podemos despreciar por dos motivos, primero porque dC_D/dC_L tiene un valor pequeño, C_D varía *menos rápidamente* que C_L, y segundo porque normalmente el valor de z/C es pequeño, la ec. 13.7 queda:

$$\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} = \frac{x_a}{C} - \frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L} \cdot \eta_t \cdot \overline{V} \qquad [13.8]$$

representando el primer término del segundo miembro la contribución del ala y el segundo término la contribución de la cola. Vamos a estudiar cada una de las contribuciones por separado. Recordemos, Vid. 3.10, antes de continuar, que *es usual que el coeficiente C_{Mac} sea denominado C_{MO}*, notación que se va a utilizar próximamente.

A lo largo de este capítulo aparece la derivada dC_{Mg}/dC_L que no es otra cosa que la pendiente de las curvas de estabilidad, como por ejemplo las de la fig. 13.12, que debe tener valor negativo para que exista estabilidad. Esta derivada como otras que veremos en este capítulo y en el siguiente, se denominan derivadas de estabilidad. Se demuestra que en el caso de que el avión esté sometido a perturbaciones pequeñas, las fuerzas y momentos que actúan sobre él, dependen de estos valores constantes o derivadas de estabilidad de dicho avión. En el caso concreto a que nos estamos refiriendo no es ésta la derivada que se suele manejar, que evalúa la variación del coeficiente de momento cuando cambia C_L, sino la que valora la variación del coeficiente de momento cuando cambia el ángulo de ataque, $dC_{Mg}/d\alpha$,

evidentemente es un concepto análogo, dada la relación que existe entre C_L y α, e incluso matemáticamente muy fácil de pasar de uno a otro:

$$dC_{Mg}/d\alpha = dC_{Mg}/dC_L \cdot dC_L/d\alpha$$

Es usual que las derivadas de estabilidad se escriban de forma más simple, así por ejemplo la anterior se escribiría $C_{M\alpha}$ (variación de C_M con α). Como sabemos, este valor interesa que tenga un valor negativo y grande para que haya una buena estabilidad, aunque si es demasiado grande se necesitará un timón de profundidad de gran superficie para poder maniobrar el avión. Para dar idea de un valor: $C_{M\alpha} = -0{,}6$ rad^{-1}. A lo largo de estos capítulos haremos mención a algunas, no todas, derivadas de estabilidad, y es conveniente indicar que son derivadas parciales aunque en general no utilicemos la notación correspondiente, ni hagamos énfasis en ello.

13.3. CONTRIBUCIÓN DEL ALA

En nuestro estudio viene dado por:

$$\left(\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L}\right)_{\text{ala}} = \frac{x_a}{C},$$ en donde:

$\left(\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L}\right)_{\text{ala}}$ = *Contribución del ala a la estabilidad estática longitudinal.*

x_a = *distancia del centro aerodinámico (c.a.) al c. de g. del avión.*

C = *longitud de la MAC.*

si en lugar de haber supuesto la trayectoria del avión horizontal, hubiese sido inclinada (ascenso o descenso), habría aparecido otro término más que de todas formas tiene un valor muy pequeño, especialmente a bajos C_L.

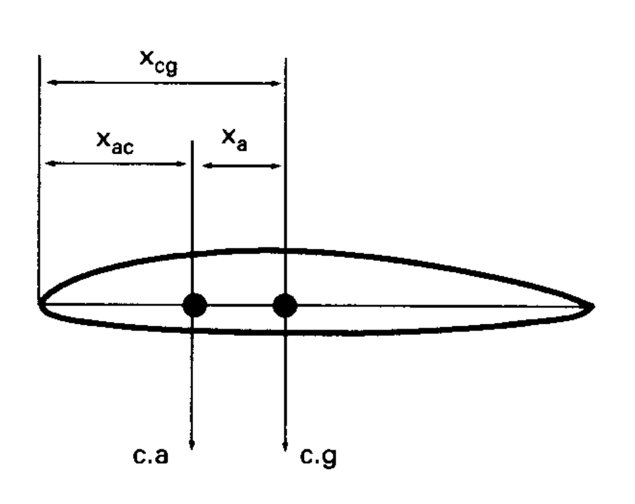


Fig. 13.6.

La ecuación se puede escribir así:

$$\left(\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L}\right)_{\text{ala}} = X_{cg} - X_{ac}\,, \qquad [13.9]$$

donde:

X_{cg} = *Posición del c. de g. en % de la MAC.*

X_{ac} = *Posición del c.a. en % de la MAC. (fig. 13.6).*

Hemos visto en 13.1, que si $\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} < 0$, el avión es estable longitudinalmente, y si $\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} > 0$, inestable.

Veamos lo que ocurre en los tres casos siguientes:

a) El c. de g. está por detrás del c. a. $X_{cg} - X_{ac} > 0$ y $\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} > 0$, el avión será inestable. (fig. 13.6).

b) El c. de g. está por delante del c. a. $X_{cg} - X_{ac} < 0$ y $\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} < 0$, será estable.

c) El c. de g. coincide con el c. a. $X_{cg} - X_{ac} = 0$ y $\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} = 0$, será neutro.

Dado que el ala es la superficie aerodinámica más importante del avión, su contribución a la estabilidad también lo es. Hemos visto que simplificando el problema, todo se reduce a las posiciones relativas del c. de g. y del c. a. Aparte de otras consideraciones. podemos hacernos ahora una idea de la importancia que tiene una carga y cálculo correctos del c. de g. del avión, en lo que afecta a la estabilidad de éste.

De lo anterior se deduce que cuanto más delantero está situado el c. de g. del avión respecto al c. a., *más estabilizadora será la acción del ala*. En la fig. 13.7 se muestra cómo sería la curva $C_{Mcg} = f\,(C_L)$ que define la estabilidad, según las posiciones relativas del c. de g. respecto al c. a., y para un perfil con curvatura positiva, recordemos que para tales perfiles si hay sustentación, $C_L > 0$, el ala origina un momento de picado (negativo) (Vid. 3.10), e incluso también con C_L negativos, por ese motivo las curvas salen todas del punto $-C_{MO}$, que indican que para $C_L = 0$ hay momento de picado.

Como puede observarse hemos empezado a utilizar C_{MO} tanto en figuras como en el texto, ya hemos dicho en 13.2, que es lo mismo que C_{Mac}, y de valor constante (Vid. 3.9).

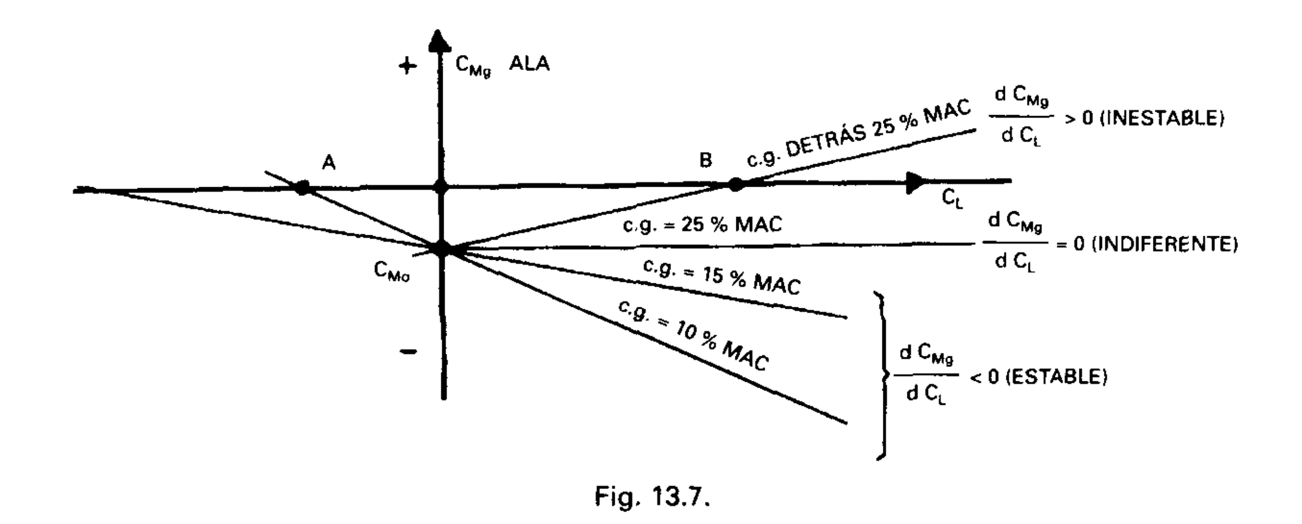


Fig. 13.7.

Por supuesto en un perfil con curvatura positiva, la deflexión de los flaps la aumenta, y por tanto hace más negativo el valor de C_{MO} (fig. 13.7).

Observando la fig. 13.7 vemos que para cualquier posición del c. de g. por delante del 25% de la MAC el avión sería estable, sin embargo, en cualquiera de esas posiciones del c. de g., fijémonos, por ejemplo, en la del 10%, el punto A sería el de compensación o equilibrio, $C_{Mg} = 0$, y corresponde a un C_L negativo, lo que sería impracticable, para volar se necesita un C_L positivo.

Las líneas de la fig. 13.7 son rectas que cortan al eje de ordenadas en el mismo punto $-C_{MO}$. Recordando la ecuación de una línea recta en coordenadas *OX-OY*, donde ahora el papel de las ordenadas *y* lo hace C_{Mg} y el de las abcisas *x* lo hace C_L, el de punto de corte con el eje de ordenadas *b* lo hace C_{MO} (de valor negativo), y el de pendiente de la recta *m* lo hace dC_{Mg}/dC_L

$$y = m \cdot x + b$$

$$C_{Mg} = dC_{Mg}/dC_L \cdot C_L + C_{MO} \qquad [13.10]$$

Para que el avión sea estable y con un C_L de compensación que sea operativo, positivo, la representación debe ser del tipo de la fig. 13.8, en donde vemos que:

- dC_{Mg}/dC_L es negativa, lo que se consigue con el c. de g. situado por delante del 25% de la MAC.
- C_{MO} debe ser positivo.

Veamos la forma de conseguir este último requisito, $C_{MO} > 0$:

- En un avión convencional se consigue por medio del plano horizontal de cola. El efecto que produce la cola lo veremos en el apartado siguiente.

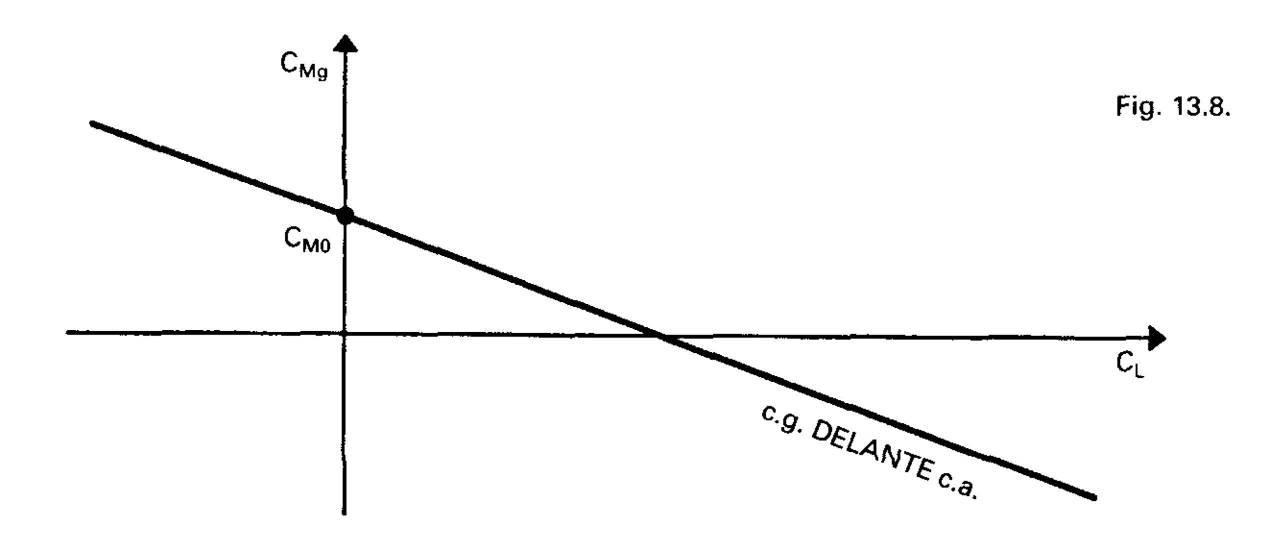


Fig. 13.8.

- Utilizando perfiles con curvatura negativa, C_{MO} es positivo, un avión de este tipo pudiera no necesitar cola horizontal. Naturalmente las cualidades de vuelo de un avión de este tipo no son buenas. Esta solución se ha adoptado raramente.
- Con un ala de flecha regresiva, curvatura positiva, y con torsión en las puntas. En cierto modo las puntas de las alas,que tienen un menor ángulo de ataque, se podría considerar que producen el efecto de la cola horizontal (Vid. fig. 13.56).
- Con perfil de doble curvatura (Vid. 3.11).

En lo que sigue se va estudiar la configuración clásica de avión con cola situada detrás del ala. Al final del capítulo, en 13.22 y 13.23, se abundará algo más en el avión sin cola y en la configuración de cola delante del ala o tipo Canard.

13.4. CONTRIBUCIÓN DEL FUSELAJE Y GÓNDOLAS

La contribución del fuselaje suele, junto con las góndolas, tener un efecto desestabilizante y de magnitud apreciable, y prácticamente constante para una configuración dada. Debido a la interferencia de las alas con el fuselaje es difícil separar la contribución de ambos, estudiándose su contribución a la estabilidad conjunta, especialmente en las pruebas en túnel aerodinámico. La fig. 13.9 ilustra la distribución de presiones y fuerzas sobre un fuselaje.

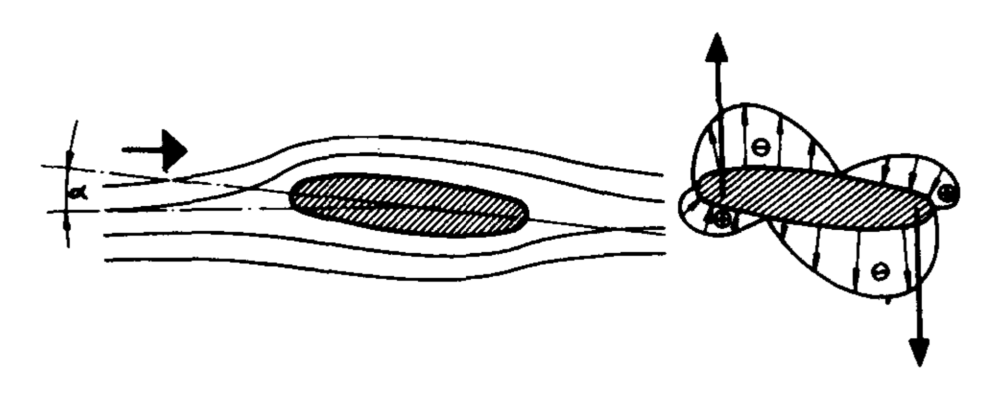


Fig. 13.9.

En los aviones supersónicos, la magnitud del fuselaje respecto a la de la superficie alar es mayor que en los subsónicos, esto hace que la influencia del fuselaje tenga una importancia mayor.

13.5. CONTRIBUCIÓN DE LA COLA

Viene dada por el último término de la ec. 13.8, recordemos que para que un término produzca un efecto estabilizador debe tener signo negativo, en el caso de la cola es esto lo que ocurre, ya que su valor es

$$-\frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L}\cdot\eta_t\cdot\bar{V} \qquad [13.11]$$

Como la contribución del fuselaje es desestabilizante, y la posición del c. de g. puede variar, siendo tanto más desestabilizante cuanto más atrás se mueva su posición, resulta que en el caso concreto de que el c. de g. esté detrás del c. a., la estabilidad vendrá asegurada solamente por la acción de la cola. La contribución de la cola dada por la ec. 13.11, se suele expresar de otra forma, como se indica en la ec. 13.12, que escribiremos posteriormente, con el fin de tener en cuenta que su ángulo de ataque α_t dependerá del calaje con que se haya colocado el plano horizontal de cola respecto al eje longitudinal del avión i_t, y de la modificación en la dirección de la corriente libre de aire producida por el ala, que como ya sabemos origina una deflexión hacia abajo ε.

En un avión convencional, ala con curvatura positiva, se sabe que aún cuando el ala no produzca sustentación sí se produce un momento de picado, el correspondiente al coeficiente $C_{MO,}$ luego para asegurar el equilibrio en esas condiciones la cola horizontal debe producir un momento de encabritado, es decir una fuerza hacia abajo, luego la cola debe estar colocada con un ángulo de calaje menor que el del ala como aparece en la fig. 13.10. Algunos autores denominan diedro longitudinal a la diferencia entre esos dos ángulos de calaje.

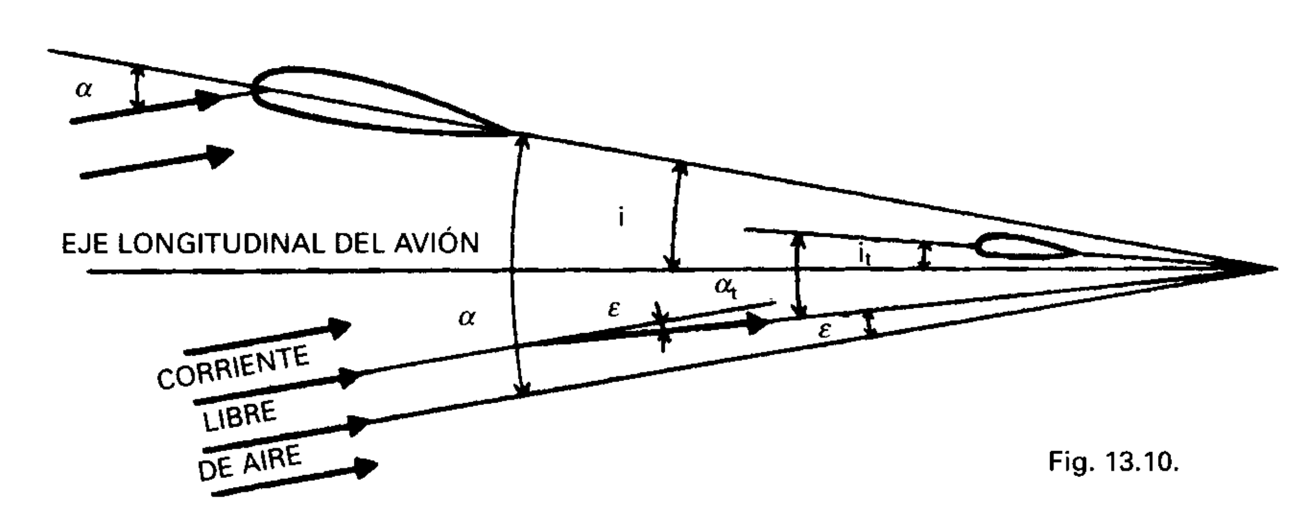


Fig. 13.10.

De la fig. 13.10, siendo i y α, los ángulos de incidencia o calaje y de ataque del ala, tenemos que:

$$\alpha_t = \alpha - i + i_t - \varepsilon$$

Para evaluar el factor:

$$\frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L}$$

de 13.11, escribimos el valor de C_{Lt} como producto de la pendiente de la curva $C_{Lt} = f(\alpha_t)$ por α_t, llamamos a_t a dicha pendiente,

$$C_{Lt} = a_t \cdot \alpha_t = a_t \cdot (\alpha - i + i_t - \varepsilon)$$

derivando respecto a C_L:

$$\frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L} = a_t\left(\frac{d\,\alpha}{d\,C_L} - \frac{d\,\varepsilon}{d\,C_L}\right)$$

ya que a_t, i e i_t son constantes, y como $d\,C_L = a \cdot d\alpha$, siendo a la pendiente de la curva $C_L = f(\alpha)$, queda:

$$\frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L} = \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\,\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

La contribución de la cola puede escribirse así:

$$-\frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot \eta_t \cdot \overline{V} \qquad [13.12]$$

en donde como conclusiones generales observamos que su efecto es siempre estabilizante, conviene que su valor absoluto sea lo mayor posible, por ello cuanto mayor sea la pendiente de la curva de sustentación del plano horizontal de cola, a_t, más estable será: el valor $\overline{V}$ puede hacerse grande aumentando el brazo de palanca de la cola x_t y su superficie S_t; en cuanto a mejorar el término $1 - d\varepsilon/d\alpha$, convendrá poner el plano de cola de modo que la corriente del ala le afecte lo menos posible, por ejemplo alto y alejado de ella, y su valor puede estar entre 0,5 y 0,6. Un valor típico de $\overline{V}$ puede ser del orden de 0,6 y η_t puede tener valores próximos a 1, un valor típico puede ser 0,95.

En general ε desestabiliza, todo lo que tienda a disminuir la influencia de ε (sin producir otros efectos que modifiquen la estabilidad) será estabilizante.

La colocación de tanques de combustible en las puntas de las alas o placas verticales, tiene el efecto de aumentar a, (lo mismo que si aumentara el alargamiento), por tanto, disminuye la estabilidad. Si se colocaran en la cola horizontal aumentaría a_t y se incrementaría la estabilidad. No obstante, en el caso de ponerlos en las alas, disminuye la deflexión de la corriente hacia abajo detrás del ala y por tanto el valor $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$, pudiendo contrarrestar e incluso superar el aumento de a.

Un estudio detallado de la forma en que se ha obtenido la ec. 13.11 nos indicará que el signo de la contribución de la cola es siempre negativo, tanto si la sustentación creada por ella está dirigida hacia arriba como en la fig. 13.5, o hacia abajo, ya que en este caso, aunque el momento creado por la cola sería positivo la derivada $d\ C_{Lt}/d\ C_L$ sería negativa: *La cola siempre será estabilizante,* (avión convencional cola detrás del ala).

En lo que sigue vamos a utilizar la ec. 13.4, en donde además de todo lo que habíamos despreciado para obtenerla, despreciaremos ahora para la discusión el término $D \cdot z$, por tanto, tenemos sólo en cuenta los efectos del ala y de la cola.

La acción de la cola contribuye en tres aspectos diferentes:

1. A aumentar la estabilidad del avión, es decir, hacer que la línea C_{Mg} en función de C_L tenga la pendiente más negativa, lo que siempre ocurre, ya que la cola es estabilizante.
2. A lograr que la suma de momentos respecto al c. de g. en el C_L de vuelo, o punto de compensación sea nula:

$$M_{Cg} = M_{ac} + L \cdot x_a - L_t \cdot x_t = 0,$$

   si no fuera así, el avión aún siendo estable, estaría sometido a un momento de cabeceo, pero suponemos que estamos estudiando el caso de equilibrio en movimiento rectilíneo y a velocidad constante (el momento será diferente de cero cuando se desee tener un movimiento de cabeceo).
3. A hacer que el C_L de vuelo, o punto de compensación, esté en la zona de valores utilizables. En la fig. 13.7 se ve que para una posición de centrado en el 10% de la MAC, el punto de compensación *A* corresponde a un C_L negativo, no utilizable.

Vamos a ver lo que ocurre con diferentes posiciones del c. de g. desde posiciones adelantadas hacia posiciones retrasadas.

Empecemos por suponer el c. de g. por delante del c. a., por ejemplo, en el 10% de la MAC y consideremos los 3 puntos expuestos más arriba.

1. El ala sola es estable, fig. 13.7, la cola aumentará la estabilidad, la pendiente de la línea $C_{Mg} = f(C_L)$ del avión será mayor (más cerca de la vertical) al sumar ambas contribuciones de ala y cola, fig. 13.11.
2. La suma de momentos debe ser nula $M_{ac} + L \cdot x_a - L_t \cdot x_t = 0$, para que haya equilibrio. Como M_{ac} es negativo (picado) (perfil convencional, curvatura positiva) y el momento originado por L tiene el mismo sentido, la cola a través de L_t debe crear un momento positivo (de encabritado) que equilibre a la suma de los dos anteriores, por tanto L_t deberá ser negativa, hacia abajo, y de magnitud suficiente.

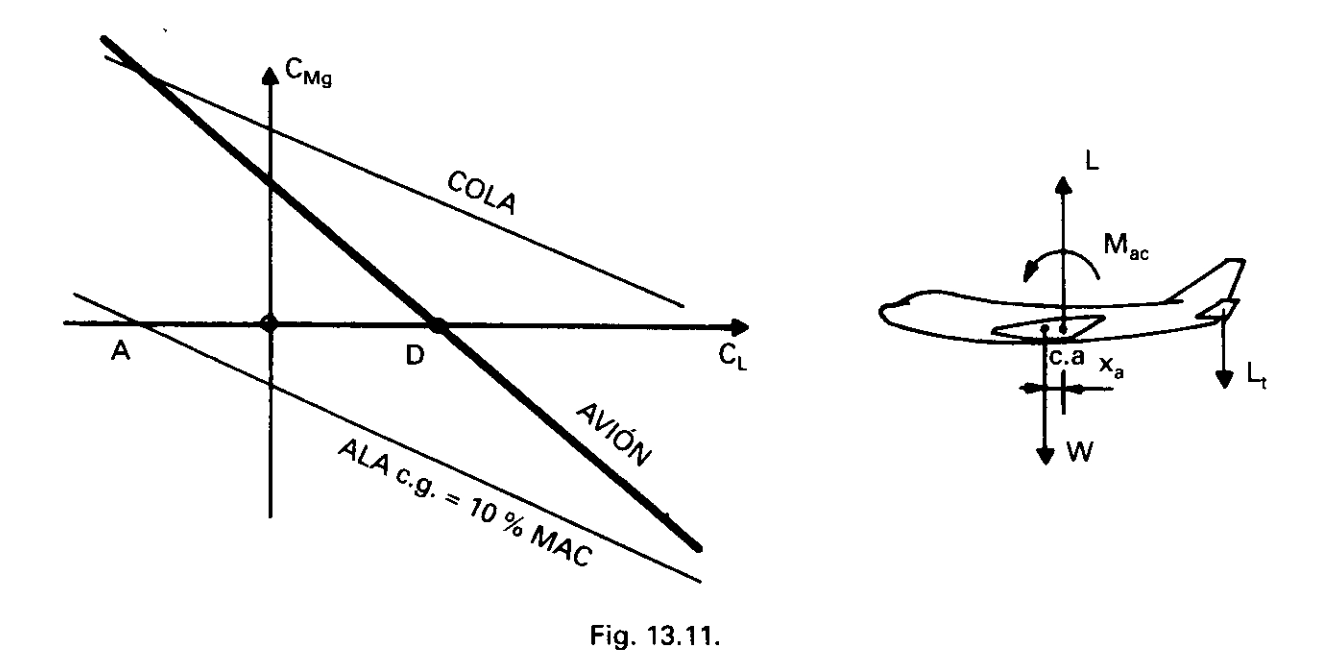


Fig. 13.11.

3. El punto de compensación para vuelo rectilíneo, considerando sólo el ala, no sería utilizable, punto *A*. Con la contribución de la cola se consigue trasladarle al punto *D*.

Supongamos ahora el c. de g. del avión en el c. a. del ala (25% de la MAC).

1. La contribución del ala a la estabilidad es indiferente, la cola horizontal, como siempre con su acción estabilizadora, hará que el avión sea estable, fig. 13.12(a), aunque puede observarse que la línea correspondiente al avión, está más próxima a la horizontal que en el caso anterior, lo que indica que el avión es menos estable que en dicho caso.

2. En el punto de compensación, la suma de momentos, que en este caso queda reducida a $M_{ac} - L_t \cdot x_t$, deberá ser cero, por las mismas consideraciones que en el caso anterior L_t deberá ser negativo, hacia abajo, aunque de menor magnitud que entonces. Fijémonos que retrasando aún más la posición del c. de g., detrás del c. a., habrá un punto en el cual el momento originado por la sustentación *L*, que ahora pasa a ser de encabritado (positivo), igual al negativo (picado) de M_{ac} y no haría falta fuerza alguna de sustentación en la cola.

3. Siguiendo con el c. de g. en el c. a., vemos por último que con la cola se consigue tener el punto de compensación en *D*, en la zona de C_L utilizables.

En una posición muy retrasada del c. de g. respecto al c. a. (ya veremos en 13.6 que hay una posición límite trasera del c. de g. denominada punto neutro) tendríamos:

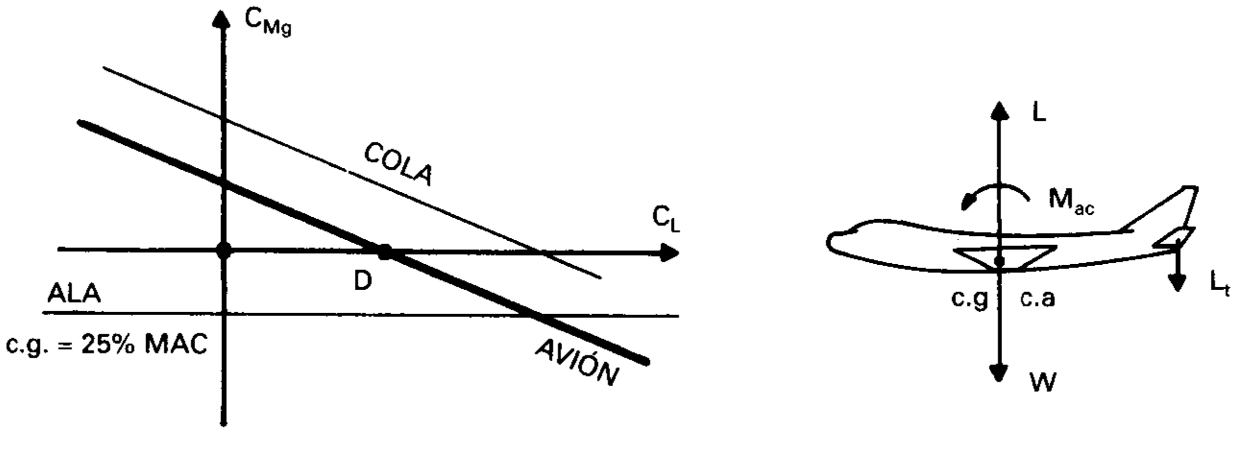


Fig. 13.12 (a).

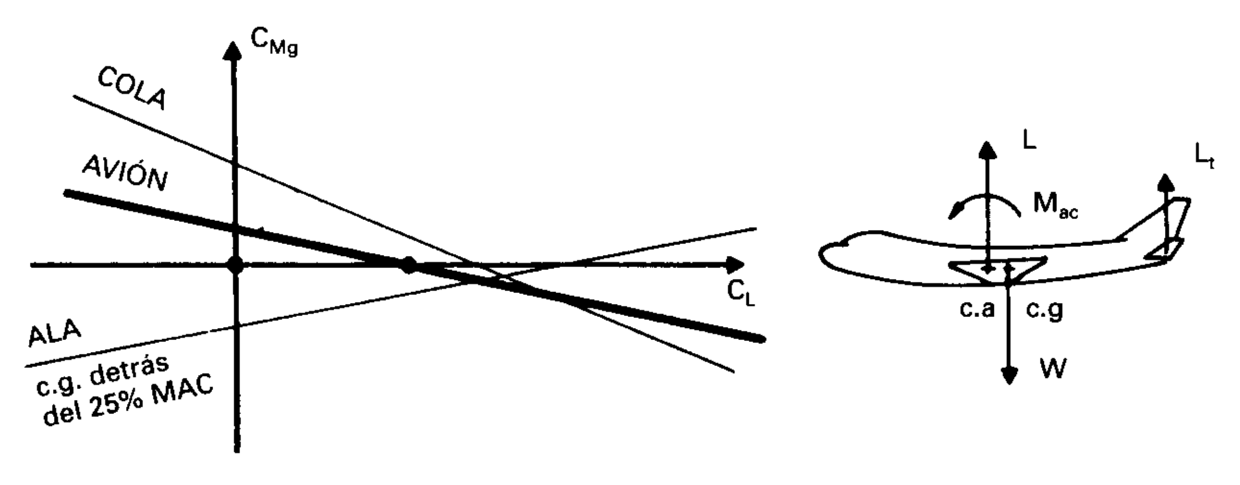


Fig. 13.12 (b).

1. El ala sola daría una contribución inestable, la estabilidad del avión vendrá asegurada solamente por la cola, que debe contrarrestar la contribución del ala.
2. Desde el punto de vista de equilibrio, en el punto de compensación la suma de momentos deberá ser, como siempre, nula $M_{ac} + L \cdot x_a - L_t \cdot x_t = 0$. M_{ac} es de picado, pero el momento de la sustentación L es de encabritado y le supera en magnitud, luego el momento de la cola debería ser de picado, fig. 13.12(b), y por tanto L_t dirigida hacia arriba.

Conforme el c. de g. se desplaza hacia atrás, la estabilidad del avión disminuye, la línea $C_{Mg} = f\,(C_L)$ del avión está más próxima a la horizontal, hasta que llega un momento, horizontal, en que la estabilidad es indiferente (punto neutro). De modo general podemos decir que cuando el avión es estable la cola da sustentación hacia abajo, y en las proximidades de aquella posición del c. de g. en la que el avión se hace inesta-

ble, la sustentación de la cola puede ir hacia arriba. La sustentación en la cola varía de tener valores elevados hacia abajo a pequeños valores hacia arriba.

De todo lo anterior se deduce que en este caso de c. de g. muy retrasado respecto al c. a., el ángulo de ataque de la cola sería muy pequeño, y en el caso de c. de g. adelantado respecto al c. a., dicho ángulo sería negativo y mayor, lo que significa también un aumento de resistencia originada en la cola con el consiguiente deterioro de las actuaciones. Como colofón: desde el punto de vista de ahorro de combustible interesa un c. de g. del avión lo más retrasado posible, naturalmente dentro de los márgenes dados por el fabricante.

Las fuerzas que se necesitan producir en la cola unas veces deben de tener dirección hacia abajo y otras hacia arriba, y además son de valor pequeño, sobre todo en crucero, por lo que es usual utilizar en su construcción perfiles simétricos.

13.6. PUNTO NEUTRO CON MANDOS FIJOS

El estudio que se ha hecho hasta ahora ha sido con mandos fijos, y nos permite definir el punto neutro con mandos fijos como el punto más retrasado en el que puede estar situado el c. de g. del avión sin que éste llegue a ser inestable, será por tanto aquel punto en el que la estabilidad es indiferente.

Recordemos la ecuación que define la estabilidad en la forma 13.8, y supongamos en una primera aproximación que todos los factores son fijos, excepto el primero, correspondiente a la contribución del ala, que viene afectada por la posición del c. de g. del avión.

Volviendo a escribir la ec. 13.8 de la estabilidad estática, pero poniendo la contribución del ala como aparece en la ec. 13.9, tenemos:

$$\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} = X_{cg} - X_{ac} - \frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L} \cdot \eta_t \cdot \overline{V} \qquad [13.13]$$

ahora X_{cg} y X_{ac} están medidos en % de la MAC. En la fig. 13.13 representamos cada una de las contribuciones, la del ala la hemos puesto ligeramente inestable, lo que quiere decir que el c. de g. estaría en este caso algo retrasado respecto al c. a. como ocurre frecuentemente, la del fuselaje algo inestable como hemos estudiado, y la gran acción estabilizadora de la cola.

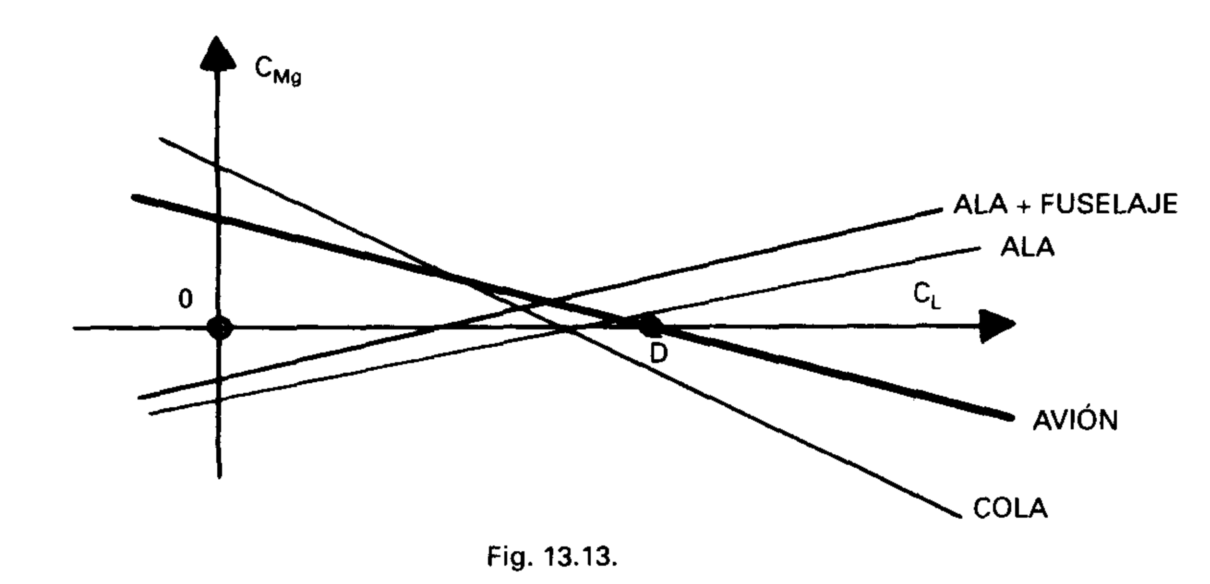


Fig. 13.13.

En el caso de equilibrio indiferente la ec. 13.13 quedará:

$$0 = N_0 - X_{ac} - \frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L} \cdot \eta_t \cdot \bar{V} \qquad [13.14]$$

en donde N_0 es el punto neutro con mandos fijos en % de la MAC.

Restando 13.13 y 13.14:

$$\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L} = X_{cg} - N_0$$

Esta es una nueva forma de escribir la ecuación de la estabilidad, como:

$\frac{d\,C_{Mg}}{d\,C_L}$ debe ser negativo, deberá ser siempre $X_{cg} < N_0$.

Determinado el valor de N_0, tiene la ventaja de que la diferencia $X_{cg} - N_0$, nos da el margen de estabilidad. Vid. fig. 13.14.

Quizá se mejore la comprensión del punto neutro despejando N_0 de la ec. 13.14:

$$N_0 = X_{ac} + \frac{d\,C_{Lt}}{d\,C_L} \cdot \eta_t \cdot \bar{V} \qquad [13.15]$$

El punto neutro será igual a la posición del centro aerodinámico X_{ac}, corrido hacia adelante por el valor de la contribución del fuselaje (por haber despreciado esta contribución desde el principio de este estudio no aparecen en la ec. 13.15) y hacia atrás por la de la cola, que suele tener un valor considerable.

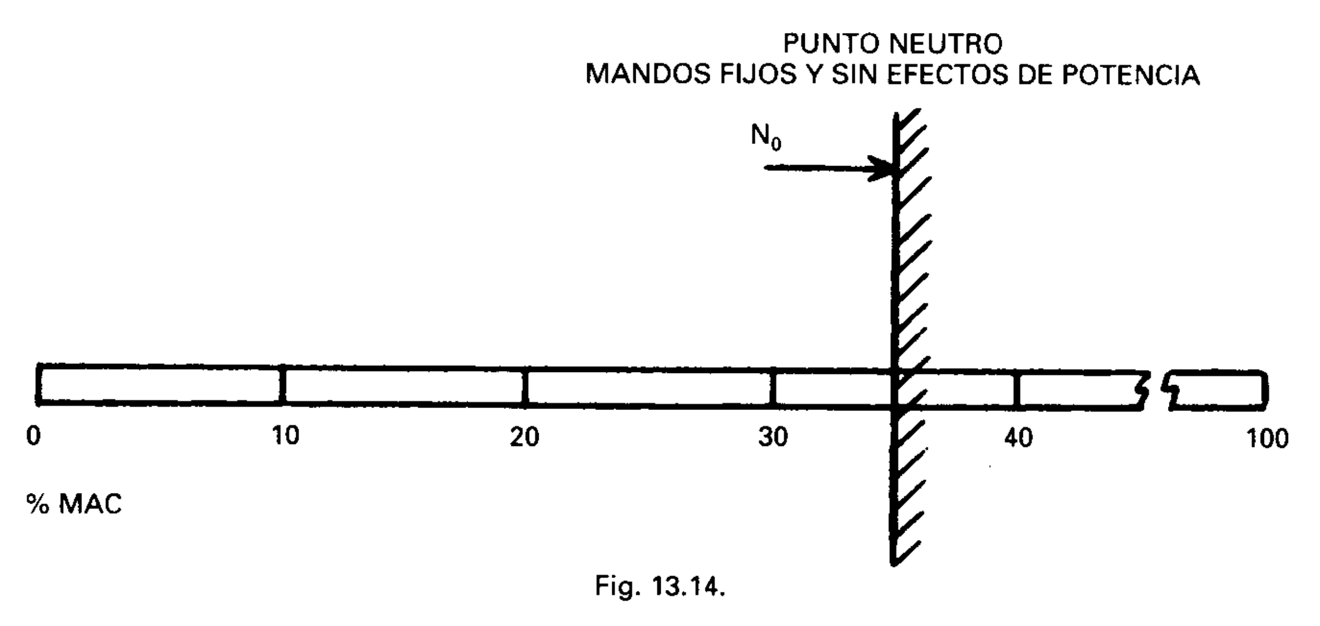


Fig. 13.14.

La distancia, en % de la MAC que hay entre la posición del c. de g. del avión y el punto neutro N_0 se suele denominar *margen estático.*

Los efectos aeroelásticos tienden a hacer que el punto N_0 no sea fijo, en general todos los parámetros que le afectan varían con el número de Mach.

13.7. EFECTOS DE LA POTENCIA

En la hipótesis que efectuamos al principio del capítulo, suponíamos que la línea de tracción de las hélices o del empuje de los motores, pasaba por el c. de g. del avión, lo que no tiene por que ser cierto. Vamos a estudiar los efectos que producen los motores, que pueden ser importantes por la variación que introducen en la estabilidad estática, y tanto más acusados cuanto mayor sea la potencia o empuje suministrados por el motor.

En los reactores, la influencia del empuje viene determinada por la posición vertical de la línea de empuje de los motores respecto al c. de g. del avión. *Si la línea de empuje está situada por debajo del c. de g.*, fig. 13.15(a), el momento que crea será positivo y de valor:

M = Fuerza . brazo
M = T.Z
T = Empuje del motor
Z = Distancia vertical de la línea de empuje al c. de g. del avión

Como por otro lado, $M = C_{Mg} \cdot q \cdot S \cdot C$ igualando valores
$T \cdot Z = C_{Mg} \cdot q \cdot S \cdot C$ de donde

$$C_{Mg} = \frac{T \cdot Z}{q \cdot S \cdot C} \qquad [13.16]$$

como en vuelo horizontal:

$W = q \cdot S \cdot C_L$ despejando q y sustituyendo en 13.16

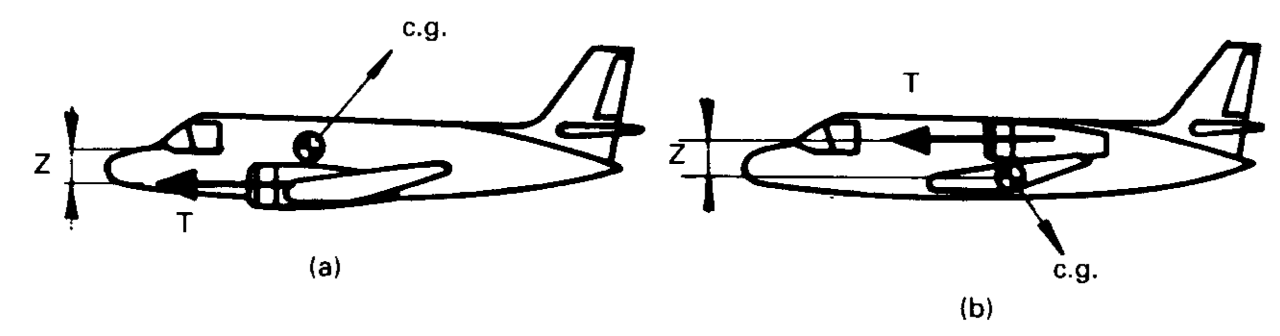


Fig. 13.15.

$$C_{Mg} = \frac{T \cdot Z \cdot C_L}{W \cdot C} \qquad [13.17]$$

hemos visto que la estabilidad se estudia mediante las variaciones de C_{Mg} respecto a C_L, derivando [13.17].

$$\left(\frac{dC_{Mg}}{dC_L} \right)_T = \frac{T \cdot Z}{W \cdot C}$$ donde se ve que

$\left(\frac{dC_{Mg}}{dC_L} \right)_T$ *es positivo*, y por tanto, *el efecto será desestabilizante*.

Si la línea de empuje de los motores está por encima del c. de g. el momento creado fig. 13.15(b), será negativo (picado).

$M = -T \cdot Z$ la expresión de $\left(\frac{dC_{Mg}}{dC_L} \right)_T$ tendrá el mismo valor absoluto, pero con signo negativo.

$$\left(\frac{dC_{Mg}}{dC_L} \right)_T = -\frac{T \cdot Z}{W \cdot C}$$ y el efecto será estabilizante.

En los aviones de hélice, la tracción producida por éstas tiene los mismos efectos en cuanto a estabilidad que los que hemos visto para los reactores; si la línea de tracción está por encima del c. de g. es estabilizante, y si por debajo, desestabilizante. Pero además, tiene lugar un segundo fenómeno; si la corriente de aire libre está inclinada respecto al eje de la hélice, fig. 13.16, los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles de las palas son diferentes, dando lugar a una fuerza N_p como se representa, (además de la tracción T). Esta fuerza N_p crea un momento positivo (encabritado) si el c. de g. del avión está situado detrás de la hélice. Razonando de forma análoga al caso de la contribución del empuje T, tendríamos que $\left(\frac{dC_{Mg}}{dC_L} \right)_{N_p}$ será positivo. fig. 13.17(a), y el efecto desestabilizante.

Por el contrario, si la hélice está situada detrás del c. de g., fig. 13.17(b), el momento será negativo, y $\left(\frac{dC_{Mg}}{dC_L} \right)_{N_p}$ por tanto, el efecto estabilizante.

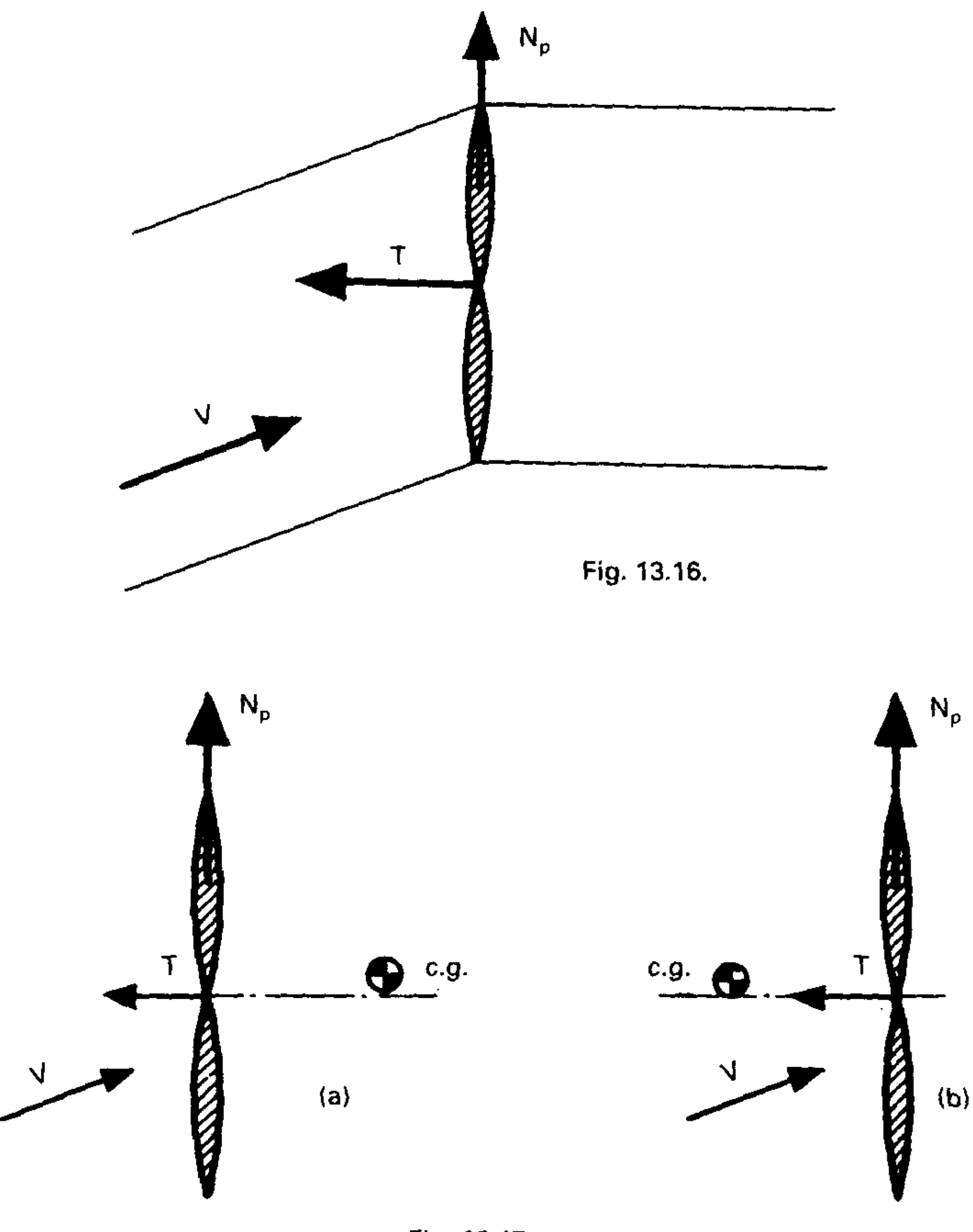


Fig. 13.16.

Fig. 13.17.

Análogas conclusiones se deducen para la fuerza normal N_j que se origina en la entrada del conducto de toma de aire de un reactor. Si la toma está por delante del c. de g., el efecto será desestabilizante, y si por detrás, estabilizante. fig. 13.18.

En cuanto a los efectos de potencia secundarios, son más notables en los aviones de hélice, que en los reactores, y son debidos principalmente al soplado o barrido de las hélices.

Aparte de estos efectos originados directamente por la unidad propulsora, existen otros indirectos, que en los aviones de hélice son debido al soplado o barrido de la corriente de aire por ella afectada que modifica el ángulo de ataque de la cola, y también aumenta la presión dinámica sobre ella. Algo similar puede ocurrir con la salida de los gases de los motores de reacción.

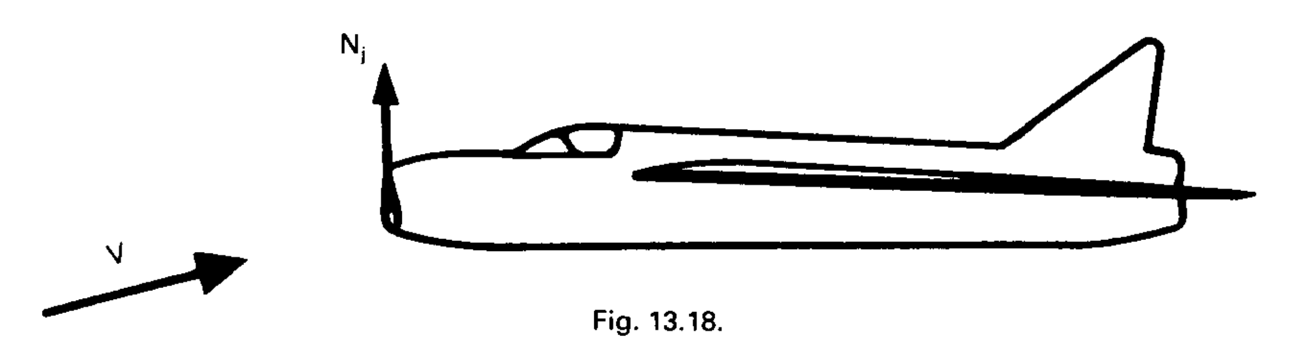


Fig. 13.18.

En resumen, la combinación de todos estos efectos primarios y secundarios, dan lugar a una reducción de la estabilidad estática del avión longitudinalmente, luego si habíamos visto que la posición más retrasada del c. de g. era el punto neutro N_0 fig. 13.14, (sin efectos de potencia), normalmente, y debido a los efectos de potencia se limitará la posición más retrasada del c. de g. del avión a un punto denominado *punto neutro con potencia*. fig. 13.19.

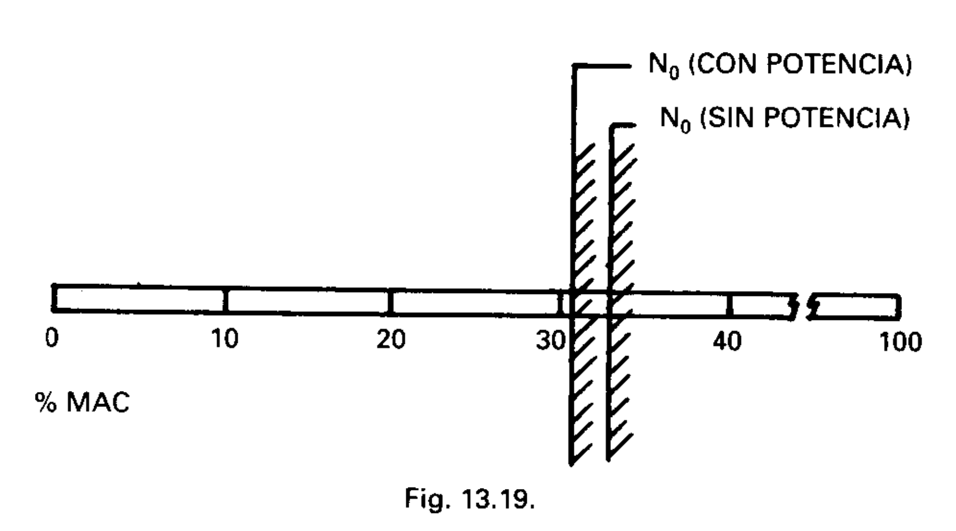


Fig. 13.19.

13.8. CONTROL LONGITUDINAL

En el estudio que hemos realizado los mandos permanecían fijos, luego el avión solamente podía volar en la condición de equilibrio, $C_{Mg} = 0$, que tenía lugar para un C_L fijo, punto *D* de corte de la curva $C_{Mg} = f(C_L)$ con el eje de abscisas, fig. 13.13, y por supuesto con la pendiente de dicha curva negativa. Esto lo podemos expresar así: un avión con la configuración fija (mandos fijos) y para una posición determinada del c. de g., sólo estará en equilibrio en un régimen determinado del vuelo.

Con el fin de que el avión sea una máquina utilizable, esta condición de equilibrio debe conseguirse para todo el margen de C_L que se puede alcanzar en vuelo, o lo que es igual a todas las velocidades a la que el avión puede volar y con los c. de g. que el avión pueda tener. Es preciso por tanto disponer de medios para variar la curva $C_{Mg} = f(C_L)$.

Como curiosidad, podemos decir que en los primeros tiempos de la aviación, en los planeadores, la compensación se lograba variando posición del c. de g., pero actualmente no puede considerarse como un método práctico aparte de que si bien podría buscarse el C_L de compensación, varía la pendiente de la curva $C_{Mg} = f(C_L)$, y por tanto la estabilidad del avión.

El medio que se utiliza es el de actuar sobre la cola, variando su ángulo de ataque, lo que puede efectuarse de tres modos diferentes: variando bien la posición del plano de cola (stabilizer), bien la del timón de profundidad o ambos. En los grandes aviones modernos se suele utilizar el movimiento del plano de cola para compensación, dejando el timón como mando de maniobra.

En la fig. 13.20, el avión está compensado para volar a una velocidad que corresponde a C_L = 0,6, cualquier perturbación que varíe la velocidad, y origine una variación del momento de cabeceo, será contrarrestada por el mismo avión, que tenderá nuevamente a su posición de equilibrio. Pero si el piloto desea volar a una velocidad superior, por ejemplo la correspondiente a un C_L = 0,4, y que el vuelo sea estable y en equilibrio a esta nueva velocidad, tendrá que actuar sobre la cola horizontal de alguna de las tres formas que hemos indicado anteriormente.

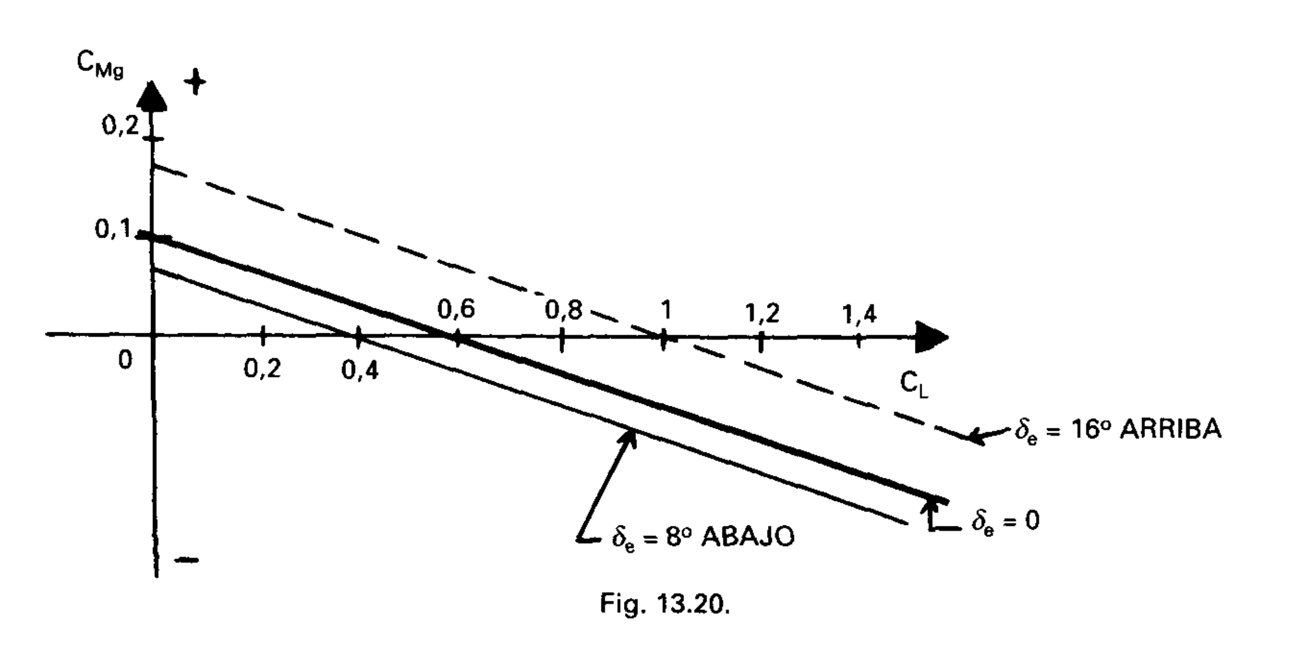


Fig. 13.20.

En el caso de que el método de actuación sea con el timón de profundidad, la compensación se conseguiría deflectándole hacia abajo, por ejemplo 8°, lo que produciría la nueva curva que pasa por el punto C_L = 0,4, quedando el avión compensado a la nueva velocidad. Las deflexiones de timón de profundidad δ_e, hacia abajo o hacia arriba, varían las curvas $C_{Mg} = f(C_L)$, paralelamente a su posición primitiva y también hacia abajo o hacia arriba,

siendo el desplazamiento proporcional al ángulo de deflexión, como la inclinación permanece constante *la deflexión del timón de profundidad no afecta a la estabilidad.*

Se conoce con el nombre de *potencia del timón de profundidad,* a su capacidad para producir momentos respecto al c. de g. del avión y se mide por la derivada de C_{Mg} respecto al ángulo de deflexión δ_e. Esta derivada de estabilidad se representa por $C_{M\delta e}$, y con el criterio de signos elegido es siempre negativa, por dar idea de un valor, para un avión determinado podría ser $C_{M\delta e} = -2{,}0 \text{ rad}^{-1}$.

El *término efectividad del timón* expresa el cambio equivalente en ángulo de ataque de la cola por cada grado de deflexión del timón, y se puede medir por la derivada de α_t o de C_{Lt} respecto a δ_e.

Conviene hacer notar que el estudio anterior, a pesar de que se mueva el timón de profundidad para buscar cada condición de equilibrio, sigue siendo un estudio con mandos fijos, ya que en cada posición de equilibrio los mandos permanecen blocados.

El convenio de signos que se utiliza para la deflexión del timón es: timón deflectado hacia abajo, δ_e positivo, y hacia arriba, δ_e negativo. fig. 13.21.

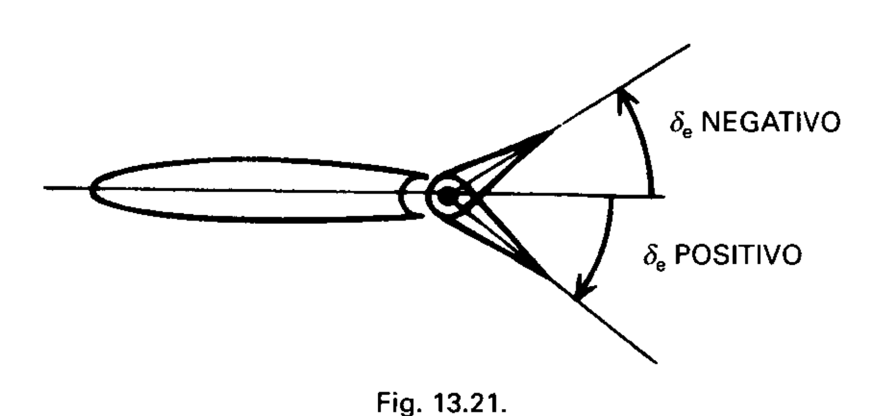


Fig. 13.21.

Con el objeto de disponer de movimiento completo del timón en cualquier velocidad de vuelo, la mayoría de los grandes aviones modernos utilizan para compensación el plano horizontal de cola (stabilizer).

El timón de profundidad es básicamente un dispositivo de control que se puede utilizar para variar la trayectoria de vuelo en un período pequeño de tiempo o para controlar la velocidad (variando el ángulo de ataque).

El decir que el timón de profundidad es básicamente el elemento de control del ángulo de ataque viene a significar que también es el elemento de control de la velocidad. Supongamos al avión en vuelo horizontal con factor

de carga 1 y compensado para la velocidad que lleve, es decir con fuerza nula en la palanca (en la zona de 1.er régimen), si se desea disminuir la velocidad, haciendo por supuesto el ajuste de potencia necesario, que en este caso será disminuirla ya que la resistencia será menor, y se desea también mantener la altitud, se tirará de la palanca con lo que el ángulo de ataque aumentará y la velocidad disminuirá hasta el valor deseado.

Una técnica que se puede utilizar para seguir una senda de descenso, es utilizar el timón de profundidad para seguir la senda y el mando de gases para mantener la velocidad.

13.9. INFLUENCIA DE LOS FLAPS Y DEL TREN DE ATERRIZAJE

Los flaps, y en general los dispositivos hipersustentadores, aumentan la deflexión de la corriente vertical hacia abajo detrás del ala, aumentando el valor de $d\varepsilon/d\alpha$, que aparece en el término de contribución de la cola. También varía el ángulo de ataque de $C_L = 0$. Por supuesto, el nuevo perfil con flaps deflectados tiene más curvatura que el perfil básico, lo que produce una disminución de C_{MO}, que hace que el avión tenga una actitud de morro más bajo, una vez que se ha compensado con flaps deflectados.

En la mayoría de los casos, el efecto de los flaps es desestabilizante. Por otro lado, las máximas deflexiones de flaps se efectúan en las aproximaciones y aterrizajes en los cuales la estabilidad estática del avión puede no tener las mejores características.

Por otro lado la extensión del tren de aterrizaje origina una resistencia aerodinámica, D_{tren}, que produce un momento alrededor del c. de g., por la posición de éste por encima de la línea de acción de la fuerza de resistencia D_{tren} y si la distancia es z, el momento de picado tiene como valor:

$$M_{cg} = -D_{tren} \cdot Z$$

y como el valor del momento es el de la ec. 13.1

$$M_{cg} = C_{Mg} qSC$$

igualando ambas expresiones del momento y despejando tenemos:

$$C_{Mg} = -\frac{D_{tren} \cdot Z}{qSC}$$

y con un razonamiento análogo al seguido para obtener la ec. 13.17, determinación del efecto de la potencia, obtenemos:

$$C_{Mg} = -\frac{D_{tren} \cdot Z}{WC} C_L$$

y derivando respecto a C_L para determinar la contribución a la estabilidad, tenemos:

$$\frac{dC_{Mg}}{dC_L} = -\frac{D_{tren} \cdot Z}{WC}$$

de signo negativo y por tanto estabilizante.

13.10. LÍMITES DEL C. DE G. DEL AVIÓN

De lo expuesto a lo largo de este capítulo, vemos que la posición del c. de g. es un factor dominante en la estabilidad.

Hemos estudiado el límite de la posición más retrasada del c. de g. Vamos a estudiar ahora las posiciones delanteras del c. de g., lo único que sabemos al respecto es que cuanto más delantera es dicha posición, más inclinación tiene la curva $C_{Mg} = f(C_L)$ y más estable es el avión.

Podemos decir que las condiciones que van a limitar la posición más delantera del c. de g. son:

- La deflexión total de timón de cabeceo (o profundidad) disponible.
- La capacidad de aterrizar, con el efecto del suelo.
- La capacidad de maniobra en la configuración de aterrizaje.

Hemos visto en que forma afectaba la deflexión del timón a la curva de estabilidad del avión, supongamos un avión tal que tenga el c. de g. adelantado por ejemplo 18% MAC, la pendiente de la curva, fig. 13.22, curva de trazo lleno, estará muy inclinada, en vuelo de crucero estará compensado, por ejemplo, para un C_L de 0,4. El avión debe poder compensarse a valores de C_L elevados, como ocurre en el aterrizaje, es decir al $C_{L\,máx.}$ sea éste 1,4, hace falta que el timón de profundidad tenga potencia suficiente para trasladar la curva hasta la dibujada con trazos discontinuos, por medio de una defle-

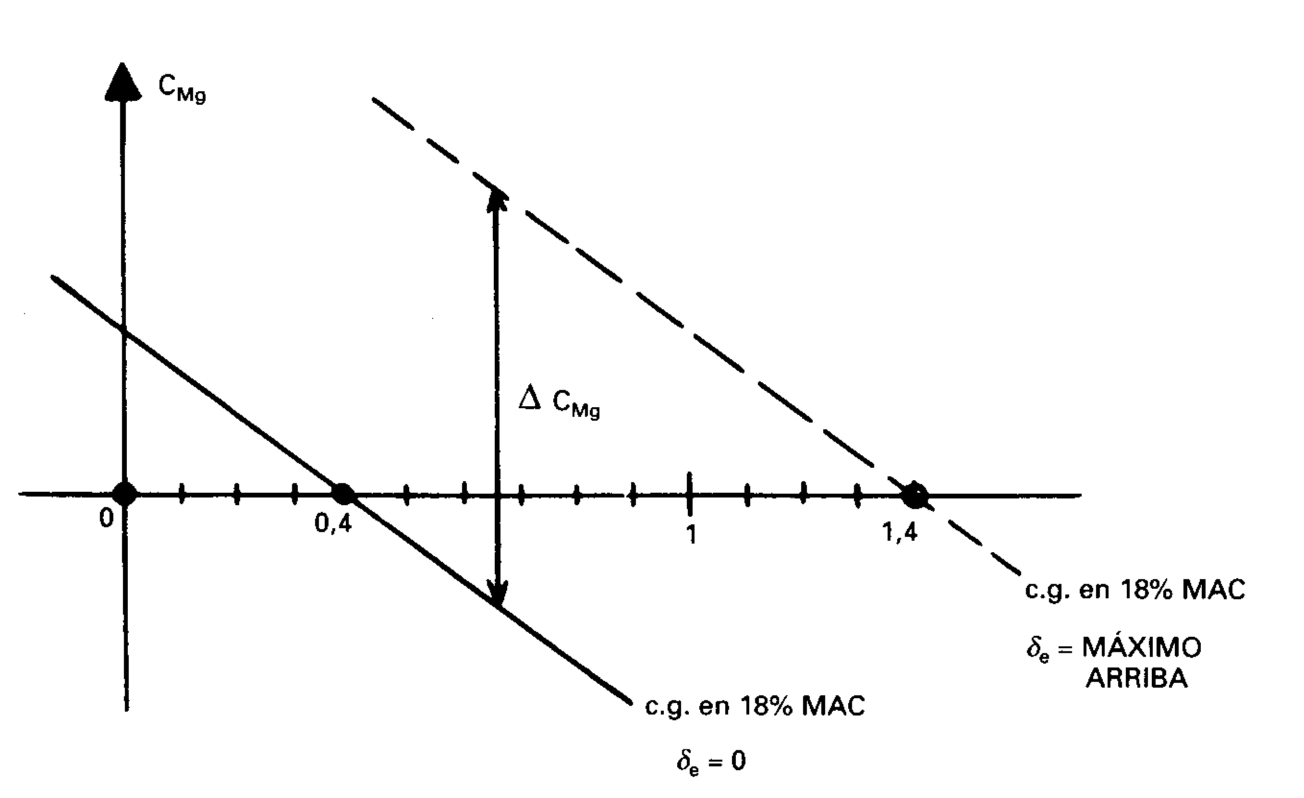


Fig. 13.22.

xión hacia arriba. La deflexión máxima del timón debe tener potencia suficiente para efectuar ese cambio de momentos tan considerable, ΔC_{Mg}. Si el timón no tuviera potencia suficiente, el c. de g. tendría que estar más retrasado. Existe por tanto, una posición límite delantera del c. de g. determinada por la potencia del timón de cabeceo.

En el caso del aterrizaje, las condiciones son aún peores, porque aun cuando haya que compensar al avión para el $C_{L\ máx.}$, existe el efecto del suelo.

Las principales consecuencias del efecto del suelo, (Vid. 10.11), son disminución de ε, deflexión vertical de la corriente hacia abajo detrás del ala, y aumento de las pendientes de las curvas $C_L = f(\alpha)$ del ala y de la cola, a y a_t, cuantitativamente el primero de estos efectos es el de mayor importancia, en la ec. 13.12, vemos que la contribución de la cola a la estabilidad queda afectada en dos de sus factores a_t/a y $d\varepsilon/d\alpha$. La relación a_t/a normalmente disminuye, sin embargo es mucho mayor la reducción del valor $d\varepsilon/d\alpha$, que afecta en sentido contrario, resultando que el efecto total sobre la contribución de la cola:

$$-\frac{a_t}{a} \quad (1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}) \cdot \eta_t \cdot \bar{V} \qquad [13.18]$$

será aumentar su valor absoluto, como tiene signo menos quiere decir que hace al avión más estable. La curva de estabilidad $C_{Mg} = f(C_L)$ del avión estará más inclinada, en cierto modo análogo a como si el c. de g. del avión se hubiera movido hacia adelante, luego el resultado es que se necesita más deflexión del timón de cabeceo hacia arriba para el $C_{L\ máx.}$ con efecto del suelo que sin él, o bien retrasar el límite delantero del c. de g.

Además cuando el piloto esté aterrizando, con el $C_{L\ máx}$ o próximo a él, es lógico que tenga un margen de mando en cabeceo con el fin de tener poder para maniobrar el avión, en la aproximación y en la recogida. Por tanto, es necesario dejar un margen extra de deflexión del timón hacia arriba. Todo esto equivale a restringir aún más la posición más adelantada del c. de g. El margen que queda de utilización del c. de g. se representa en la fig. 13.23.

El efecto del suelo también varía la posición del punto neutro, moviéndole hacia atrás, (Vid. 13.6), ya que la contribución de la cola aumenta en módulo, como acabamos de ver. Esto no tiene gran importancia ya que en vuelo su posición estaría más adelantada y ésta sería el límite más restrictivo que se tomaría.

Los valores de todos los parámetros que se utilizan en el estudio del $C_{L\ máx.}$ con efecto del suelo, deben efectuarse con las modificaciones que introducen en ellos los flaps en configuración de aterrizaje (Vid. 13.9).

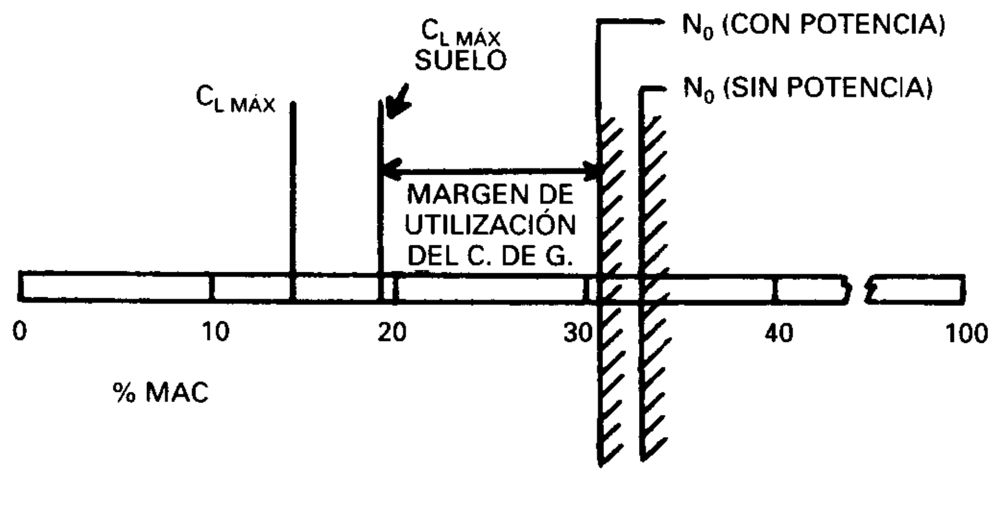


Fig. 13.23.

Si el c. de g. con la previsión de carga y distribución de la misma no estuviera dentro del margen de utilización dado por el fabricante, se puede recurrir al uso de lastre (*ballast*) para modificar la posición del c. de g. Algunas veces se puede utilizar combustible como lastre, en cuyo caso este combustible es no usable, intocable, incluso en el caso de tener que arrojar combustible (*fuel dumping*).

13.11. ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL CON MANDOS LIBRES

Hasta ahora hemos visto el comportamiento del avión, bajo la acción estabilizadora de la cola, cuando tiene deflectado el timón de profundidad un cierto ángulo, y sufre una pequeña perturbación en cabeceo, pero manteniendo la deflexión del timón invariable. El estudio de la tendencia del avión a recuperar su posición de equilibrio constituye lo que hemos denominado estabilidad estática con mandos fijos.

Si consideramos que la palanca está unida al timón solamente por cables y poleas, sin ningún dispositivo capaz de suministrar potencia, como prácticamente ocurría en todos los aviones hasta 1940 y ocurre ahora en gran parte de los aviones pequeños, para mantener el timón en una posición dada, el piloto tendrá que ejercer una fuerza continuamente sobre ella, lo que terminaría siendo fatigoso. Este tipo de sistema se denomina de mandos reversibles y es del que vamos a tratar a continuación.

Es deseable que en vuelo horizontal, rectilíneo, no acelerado y volando a una cierta velocidad, el piloto no necesite ejercer ninguna fuerza sobre la palanca, para ello sería necesario que el conjunto de todas las fuerzas que ac-

túan sobre el avión estén en equilibrio, lo que a priori es bastante difícil, podría ocurrir para alguna posición determinada del c. de g. y para una determinada velocidad, pero en cuanto variase alguna de las condiciones sería necesario mantener una fuerza sobre la palanca.

La consecución de no tener que ejercer una fuerza sobre la palanca en el tipo de vuelo descrito se denomina compensación, y para ello se utilizan dispositivos que se describirán en 13.12 y 13.13 (tabs).

Supongamos ahora que el avión está compensado para volar a una determinada velocidad, en vuelo horizontal rectilíneo y sin aceleración, y por tanto sin ejercer ninguna fuerza sobre la palanca. Si en estas condiciones se ve sometido a una pequeña perturbación, por ejemplo una ráfaga, y el piloto sigue con las manos fuera de la palanca, la cola y por tanto el timón de profundidad tendrán un diferente ángulo de ataque, y el timón en virtud de las acciones aerodinámicas buscará una posición de equilibrio, está *flotando* en la corriente de aire. El estudio de la tendencia del avión a recuperar su posición de equilibrio se conoce con el nombre de *estabilidad estática con mandos libres*, que será diferente de la de mandos fijos, normalmente será menos estable (Vid. 13.15 y fig. 13.41).

Mandos libres significa que al timón se le permite *flotar* libremente en la corriente de aire; es decir, con las manos *fuera de la palanca.*

La forma en que el timón de profundidad flotará en el aire, depende de la distribución de presiones que exista sobre él. Esta distribución de presiones actuando sobre la superficie del timón dará lugar a una fuerza, que origina un momento respecto a su charnela, y se denomina momento de charnela. Este momento, según su sentido, hará que el timón tienda a flotar hacia arriba o hacia abajo.

La estabilidad con mandos libres dependerá pués del valor de los momentos de charnela, de cualquier dispositivo que afecte al momento del timón de cabeceo y de los rozamientos en el sistema de control.

El estudio de la estabilidad con mandos libres proviene de la época, en que los sistemas de control eran todos reversibles, y la variación de las fuerzas de control en la palanca para las diferentes velocidades de vuelo eran una medida de la estabilidad. *Cuando el avión está provisto de sistemas de control irreversibles se convierte en sistema con mandos fijos.*

Desde el punto de vista del piloto la estabilidad con mandos libres es mucho más importante porque le permite *sentir* el avión a través de los esfuerzos que debe aplicar en la palanca.

En lo que sigue nos vamos a referir a las superficies de mando clásicas, plano horizontal de cola con timón de cabeceo o profundidad, y sistema de control reversible.

El estudio de esta estabilidad se efectúa valorando las fuerzas en la palanca para mantener el avión en equilibrio a una velocidad determinada, diferente de aquella a la cual estaba compensando y la fuerza en la palanca era nula. En definitiva se estudia la variación de fuerzas en la palanca (tirar-empujar) en función de la velocidad de vuelo.

Efectuaremos un estudio lo más simple posible y refiriéndonos a la parte que más importancia tiene desde el punto de vista de pilotaje, esto es, la relación entre fuerzas en la palanca ejercidas por el piloto y las velocidades.

La fig. 13.24 representa un esquema de un sistema de control, una fuerza que tire de la palanca origina una deflexión del timón negativa y un momento de charnela, *H*, positivo. El resultado de esta acción es un movimiento de encabritado del avión, positivo como sabemos.

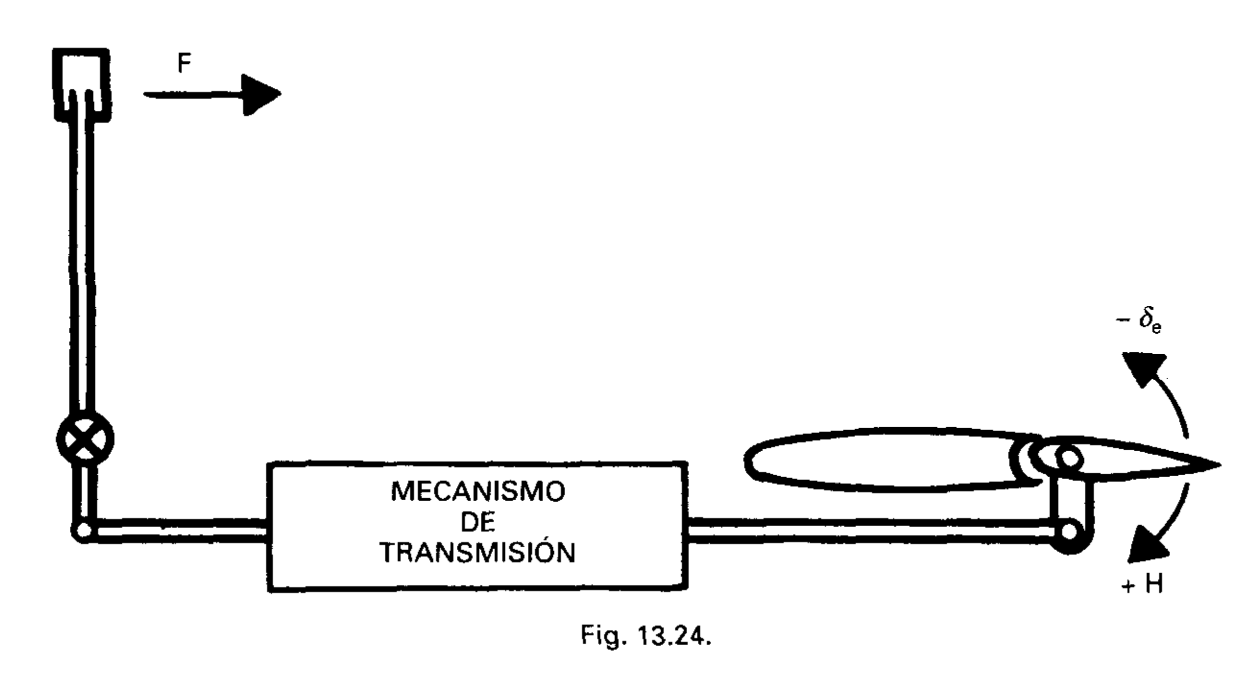


Fig. 13.24.

La forma de la distribución de presiones sobre la cola determinará el valor del momento de charnela *H*. En la fig. 13.25 ponemos de manifiesto que la distribución de presiones, originadas por las líneas de corriente, depende

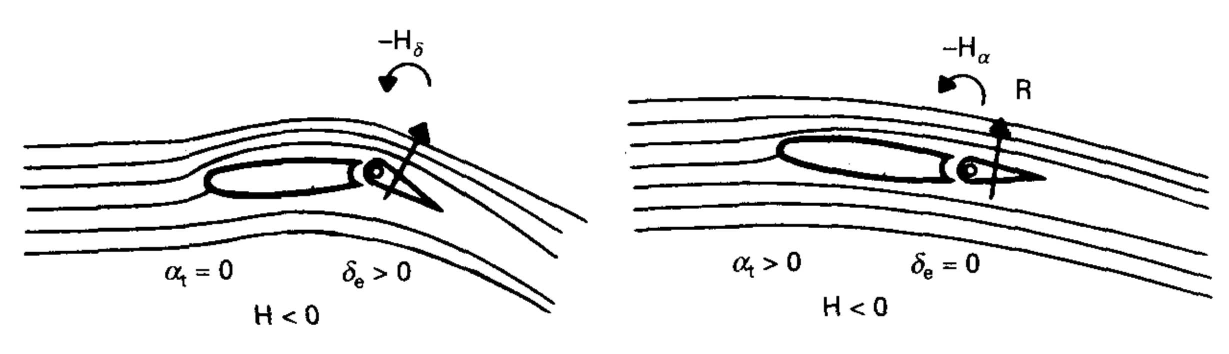


Fig. 13.25.

de la deflexión δ_e y del ángulo de ataque del plano horizontal. La fuerza representada por R es la originada por la distribución de presiones sobre el timón. Vemos que las deflexiones positivas crean momentos de charnela negativos, lo mismo que los ángulos de ataque positivos. En la fig. 13.26 se representan los resultados.

El momento de charnela H resultante, dividido, para hacerlo adimensional, por el producto de la presión dinámica q, superficie del timón S_c y por su cuerda media aerodinámica c dará el coeficiente de momento de charnela C_h, que para un perfil simétrico en el plano de cola y suponiendo los efectos de α_t y δ_e lineales como indica la fig. 13.26 será:

$$C_h = b_1 \cdot \alpha_t + b_2 \cdot \delta_e \qquad [13.19]$$

en donde b_1 y b_2 son constantes para un avión dado.

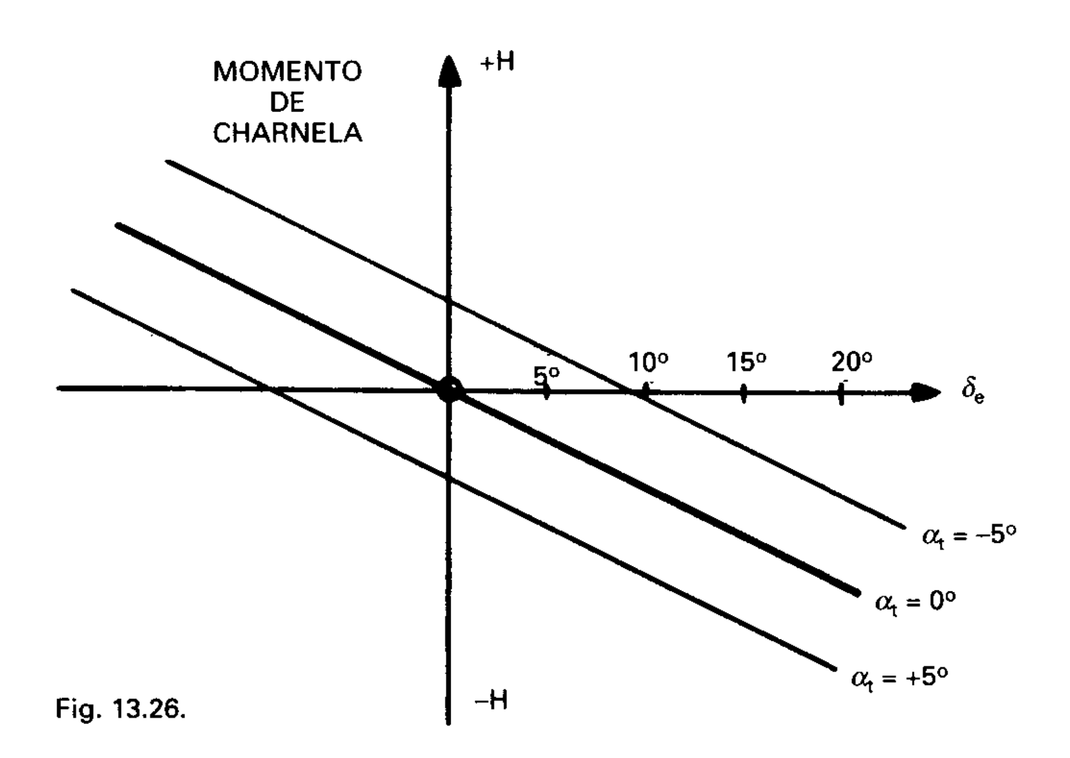


Fig. 13.26.

El valor de b_1 puede ser negativo o positivo, siendo muy a menudo negativo, y b_2 debe ser siempre negativo como ya veremos. En la literatura anglosajona se les denomina a veces $C_{h\alpha}$ y $C_{h\delta}$, respectivamente y representan la variación del momento de charnela según el ángulo de ataque de la cola, y de la deflexión δ_e del timón de profundidad.

Si se permite al timón flotar bajo la acción de la distribución de presiones a que está sometido, y bajo el efecto conjunto de un ángulo de ataque α_t y una deflexión del timón δ_e, el timón tendería a tomar una nueva posición,

que variaría la distribución de presiones existentes, llegándose a una posición de equilibrio para el timón, en la que el momento de charnela sería nulo, $C_h = 0$, esta posición del timón se denomina δ_{flot}, en ese caso la ec. 13.19 sería: $0 = b_1 \cdot \alpha_t + b_2 \cdot \delta_{flot}$ y tenemos que:

$$\delta_{flot} = -b_1/b_2 \cdot \alpha_t$$

En el ejemplo representado por la fig. 13.26, tanto b_1 como b_2 son negativos.

Si el ángulo de flotación del timón fuera igual al que el avión necesita para estar compensado el piloto no tendría que ejercer ninguna fuerza en la palanca. Si no es así, habría que deflectar el timón hasta la posición que se necesite.

Una característica de los sistemas de control reversibles, y de donde viene precisamente el nombre de reversible, es que de la misma forma, fig. 13.24, que la palanca puede mover el timón, también el timón puede mover la palanca.

13.12. COMPENSACIÓN AERODINÁMICA

Existen varios métodos de compensación aerodinámica para disminuir los momentos de charnela y como consecuencia las fuerzas en la palanca:

- Retrasar la posición del eje de charnela (*Set back hinge*).
- Modificación de la parte delantera de la superficie de control (*Nose overbalance, overhang balance*).
- Cierre interno (*Sealed internal balance*).
- Cornadura (*Horn balance, paddle balance*).
- Borde de salida biselado (*Trailing edge bevel*).

Retrasar la posición del eje de charnela *(Set back hinge)*

Es el método más simple y consiste en colocar el eje de charnela lo más retrasado posible dentro de la longitud del timón. En la fig 13.27 se puede ver que los momentos producidos por las fuerzas R_1 y R_2, originados en la superficie del timón, por delante del eje de charnela y por detrás respectivamente, tienden a equilibrarse. Los coeficientes b_1 y b_2 de la ec. 13.19 tienden a disminuir en valor absoluto, a hacerse más positivos. Si el momento originado por R_1

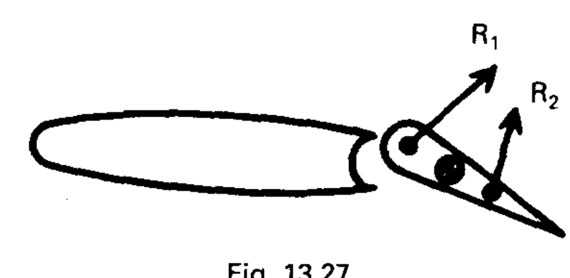


Fig. 13.27.

fuera mayor que el R_2, el timón no tendería a volver a su posición inicial, sino a alejarse de su posición de equilibrio *aspirado* por la distribución de presiones. Se dice entonces que el timón está *sobrecompensado;* este tipo de fenómeno es muy peligroso, y significaría que b_2 ha llegado a hacerse positivo.

Por tanto, b_2 debe ser negativo siempre.

Modificación de la parte delantera de la superficie de control *(Nose overbalance, overhang balance)*

La fuerza R_1 puede aumentarse modificando la parte delantera de la superficie del timón que va a sobresalir al deflectarle, de modo que se produzca localmente un aumento de velocidad que disminuya más la presión en aquella zona (overhang balance).

La forma que se de a la parte delantera tiene mucha importancia, habiéndose experimentado tipos muy diferentes; si sobresale en la corriente de forma no apropiada pueden producirse efectos no deseados en las fuerzas que el piloto debe sentir.

Cierre interno *(Sealed internal balance)*

La compensación de cierre interno consiste en evitar la comunicación entre intradós y extradós, por medio de una superfice flexible, a la que llegan las presiones del intradós y del extradós por delante del eje de charnela, fig. 13.28, de modo que el momento de charnela disminuye a causa de la fuerza que se origina en la superficie de cierre.

Los valores de b_1 y b_2 también disminuyen en magnitud, haciéndose más positivos.

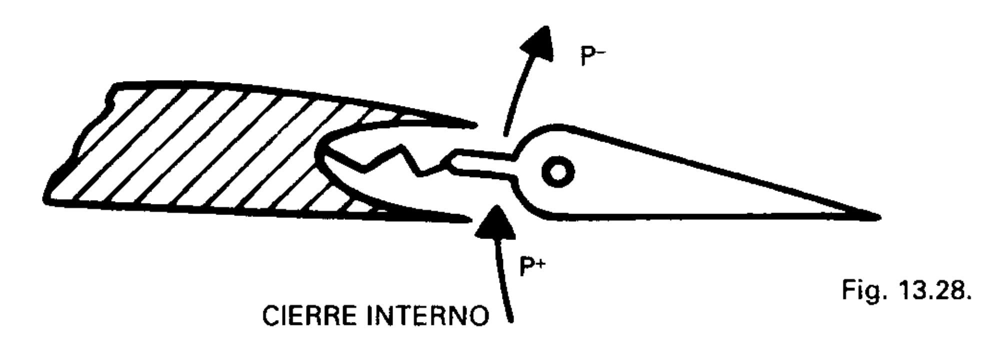


Fig. 13.28.

Cornadura *(Horn balance, paddle balance)*

En la fig. 13.29 podemos observar la compensación por cornadura en la que la prolongación de parte del timón por delante del eje de charnela produce los mismos efectos sobre b_1 y b_2 con bastante efectividad, pudiendo llegar a ser $b_1 > 0$.

El tipo de cornadura de la fig. 13.29(a), se conoce en la literatura anglosajona como cornadura *unshielded* y el de la fig. 13.29(b) como *shielded.*

Este tipo de compensación se utiliza especialmente en timones de dirección y de profundidad.

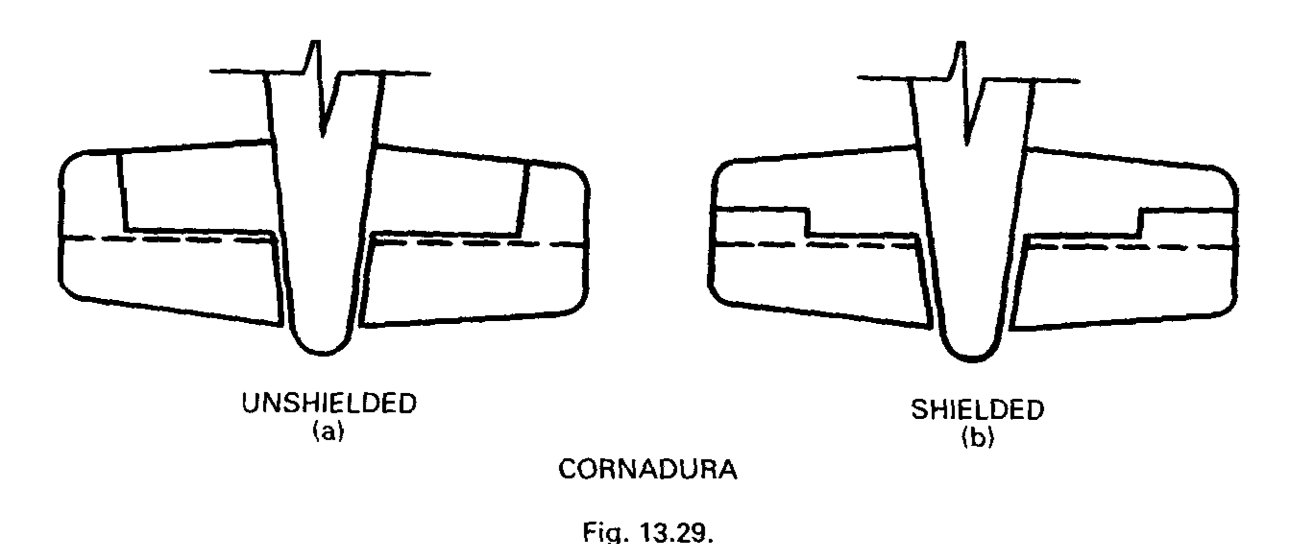


Fig. 13.29.

Borde de salida biselado *(Trailign edge bevel)*

Cualquier variación en la forma del borde de salida del timón producirá cambios en las líneas de corriente, que tendrán mucha efectividad por estar relativamente bastante alejados del eje de charnela. Así ocurre con el borde de salida biselado, b_1 y b_2 también se hacen menos negativos, fig. 13.30.



Fig. 13.30.

Cuanto mayor es el ángulo de biselado mayor es su efectividad. Suele utilizarse conjuntamente con cierre interno.

También podría considerarse como compensación aerodinámica el tipo de alerón conocido como Frise, se verá en 14.14.

13.13. TABS

Además de la compensación aerodinámica existen otros dispositivos que se utilizan para disminuir el momento de charnela y por tanto las fuerzas que el piloto debe ejercer en la palanca, entre ellos están los tabs.

El tab es un pequeño flap auxiliar situado al final del timón, cuyo movimiento puede estar ligado de diferentes modos a éste y/o al plano de cola, la forma de esta ligadura da lugar a los diferentes tipos de tabs.

El principio general de su funcionamiento es el siguiente. Si se deflecta el tab, por el medio que fuere, fig. 13.31, por ejemplo hacia abajo, la succión producida por la distribución de presiones, da lugar a un momento de charnela de magnitud considerable, por ser relativamente grande su distancia al eje de charnela, este momento tiende a mover el timón hacia arriba. De este modo el esfuerzo en la palanca para mover el timón hacia arriba viene ayudado por el tab. Como se ve la deflexión del tab será siempre de sentido contrario a la del timón. La sustentación originada por la superficie entera de mando apenas si viene afectada por la acción del tab, debido a las pequeñas dimensiones de éste.

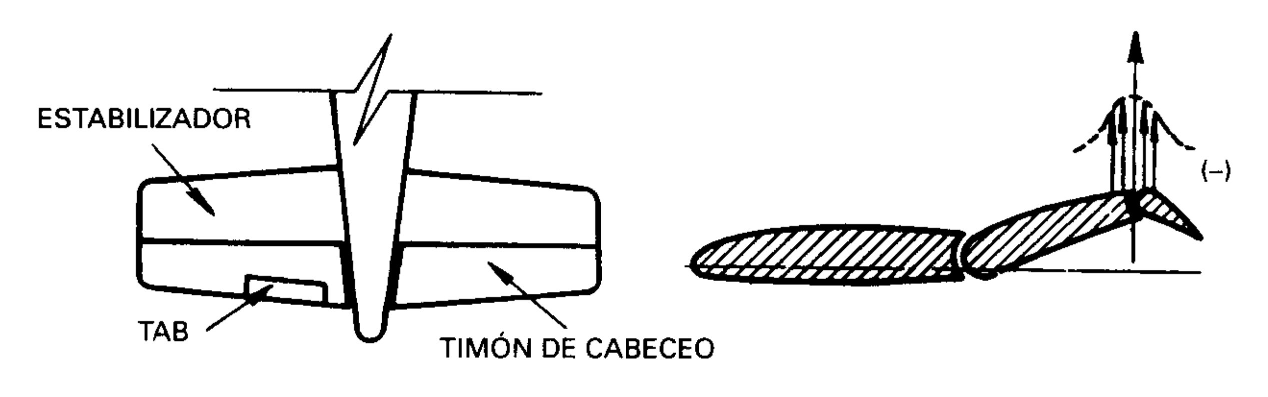


Fig. 13.31.

Se utilizan los siguientes tipos de tabs:

- Tab de compensación (*Trim tab*).
- *Balance tab*, también denominado *lagging tab*
- *Anti-tab*, también denominado *anti-balance tab* o *leading tab.*
- Servo-tab.
- Tab de muelle (*spring tab*).

El tab de compensación (trim tab), fig. 13.32, se utiliza para anular el momento de charnela y por tanto la fuerza en la palanca, para una condición de vuelo determinada. El ángulo deseado de tab se puede ajustar en el sue-

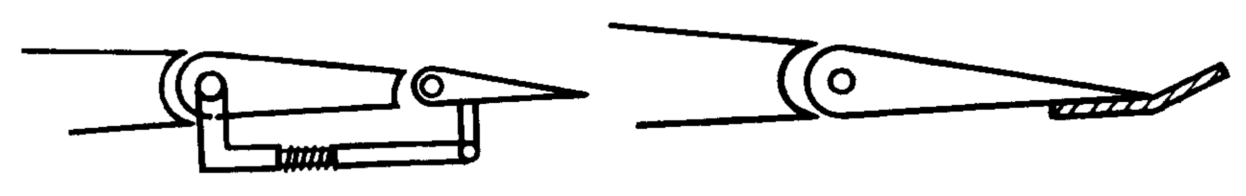


Fig. 13.32.

lo, por medio de una varilla extensible, que liga la superficie del plano de cola con el tab. Mientras que no se reajuste la extensión de esta varilla, la velocidad de vuelo para la que la fuerza en la palanca es nula permanece inalterable.

Lo ideal es que el ajuste se pueda hacer desde la cabina, de modo que reduzca las fuerzas de control a cero para toda la gama de velocidades y condiciones de vuelo del avión; en definitiva, que permita al piloto retirar las manos de la palanca. El control debe ser diferente de la palanca, y disponerse de tal forma que las deflexiones del tab sean independientes de las deflexiones del timón de profundidad, debiendo, por tanto, conectar directamente el brazo del tab con el eje del timón. El brazo del tab suele ser un gato de tornillo (jackscrew). Este tipo de tab se utiliza incluso en aviones en los que las superficies de control se mueven por una fuente de potencia.

Cuando un avión muestra tendencia a guiñar o a volar con un ala más baja que la otra, debido, a faltas de simetría en la estructura, al soplado de la hélice, o a cualquier otro motivo, antiguamente se utilizaba en los aviones entelados un método rudimentario, que también puede considerarse un tab de compensación. Si el avión tiene tendencia a volar con un ala más baja que la otra, se coloca en el alerón del ala que tiende a bajar un trozo de cuerda en el extradós cerca del borde de salida, manteniéndole pegado en esa posición por algún medio, esto hace que se produzca una deflexión de la corriente de aire hacia arriba, que a su vez produce una fuerza hacia abajo en el alerón, deflectándole más, de modo que esa semiala proporciona más sustentación. En los aviones metálicos el mismo efecto se consigue con una lámina acodada, que produce el mismo efecto que un tab fijo.

Aunque no es un tab, dentro de este apartado de compensación, cabe incluir el caso de los aviones de gran tamaño o altas prestaciones en los que el plano horizontal de cola, estabilizador (*stabilizer*), es móvil, reglable, pudiendo variar su incidencia con el fin de compensar el avión en cabeceo (pitch trim) en vuelo estacionario, lo que permite volar sin tener que estar desarrollando una fuerza constante en la palanca, fig.13.33.

El movimiento del estabilizador es tal que éste se alinea con el timón de profundidad, de modo que se consigue una óptima eficiencia aerodinámica. De esta forma el timón de profundidad queda exclusivamente para maniobrar

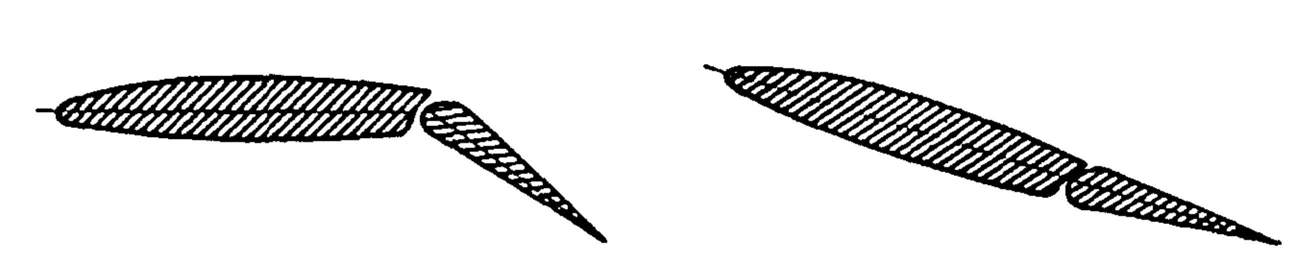


Fig. 13.33.

el avión. Esta función de mover el plano horizontal de cola para compensar el avión, debe realizarse por un medio de control independiente de la palanca y normalmente se puede efectuar de varias formas, por ejemplo, manualmente moviendo unos mandos (*asas de maleta)*, situados en el pedestal, que actúan sobre la potencia hidráulica necesaria o bien sobre unos interruptores situados en la empuñadura del volante que actúan sobre unos motores eléctricos o hidráulicos. La función de compensación también la realiza el piloto automático.

En la fig. 13.34, tenemos representados el *balance tab* y el *antibalance tab*. En ambos casos al ordenar mover el timón, el tab que está conectado mecánicamente al plano fijo de cola también se mueve, la diferencia entre uno y otro estriba en la dirección del movimiento del tab que es opuesta en ambos casos.

En el *balance tab*, el movimiento de éste, es el que debe tener un verdadero tab: dirección opuesta a la del timón. También se le denomina *lagging tab*, reduciéndose tanto el momento de charnela como la fuerza en la palanca.

En el *anti-tab*, *anti-balance tab* o *leadig tab*, el movimiento del tab es en la misma dirección que el timón, en este caso lo que se consigue es aumentar la efectividad de control, a costa de aumentar tanto el momento de charnela como la fuerza en la palanca.

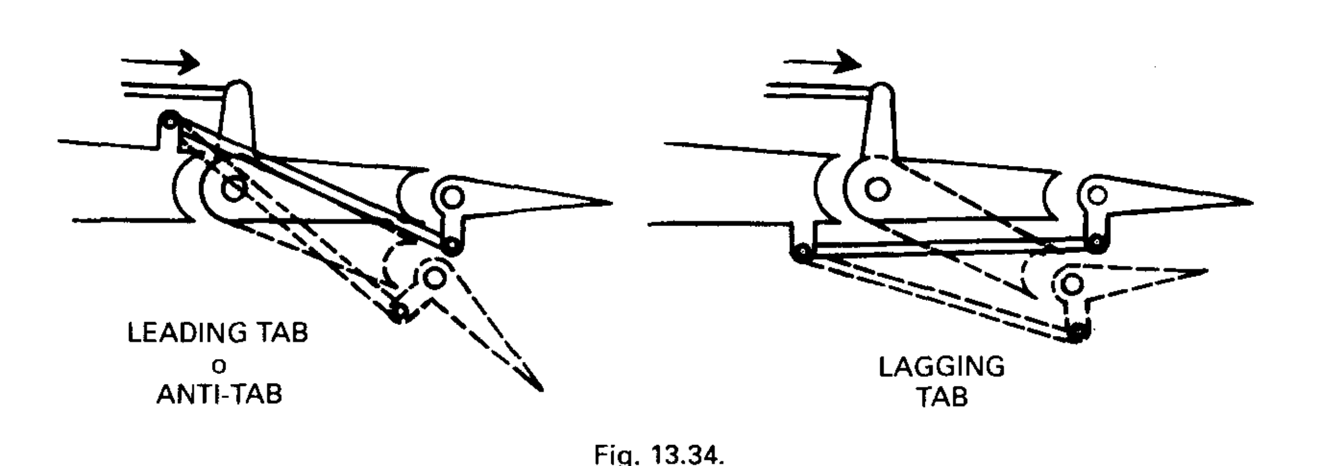


Fig. 13.34.

El balance tab también puede servir como trim tab con la provisión del mando correspondiente, que mueva un gato de tornillo en el brazo de conexión.

En el servo-tab, el timón puede moverse libremente alrededor del eje de charnela y la palanca está ligada al tab en lugar de al timón, fig. 13.35. El movimiento de la palanca mueve el tab y la distribución de presiones que se origina hace que el timón flote a su posición de equilibrio.

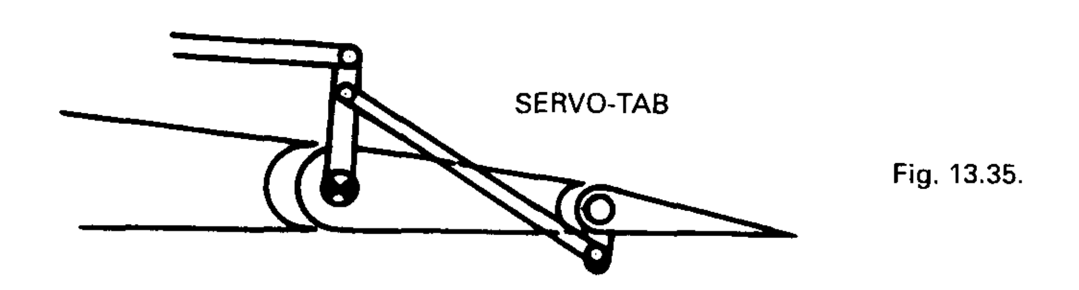


Fig. 13.35.

Por último el spring-tab, fig. 13.36, en el que la palanca está ligada directamente al tab, como en el caso anterior, pudiendo el timón girar libremente alrededor del eje de charnela, pero se coloca un muelle de modo que las fuerzas que se ejercen sobre la palanca sean prácticamente constantes sobre toda la gama de velocidades de operación del avión, su objetivo es ayudar al piloto a velocidades altas.

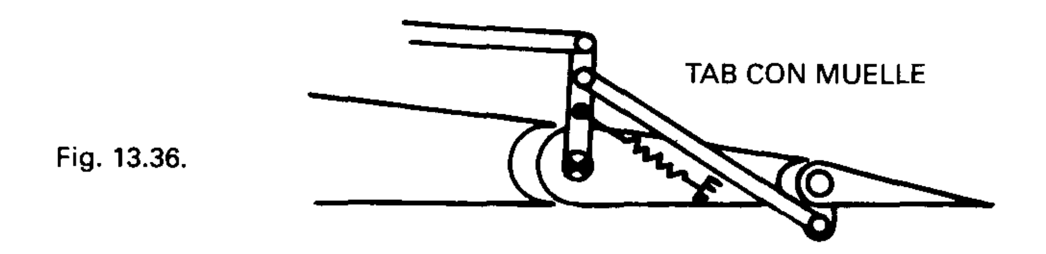


Fig. 13.36.

Los tabs proyectados, como hemos dicho, para modificar las fuerzas en la palanca, no afectan al factor b_1 de la ec. 13.19, sino a b_2, normalmente disminuyendo su valor absoluto, haciéndole menos negativo.

El convenio de signos que se utiliza en el movimiento de los tabs es tal que su deflexión tiene signo opuesto al del timón (caso más usual) si se mueven en sentido contrario, y al mismo signo si se mueve en el mismo sentido. El ángulo se mide entre las cuerdas de referencia del tab y del timón.

13.14. INFLUENCIA DE LA VELOCIDAD EN LA POSICIÓN DEL TIMÓN/ESTABILIZADOR

La compensación del avión puede efectuarse ajustando la posición del timón de profundidad o del estabilizador si éste es regulable. En este último caso siempre se utiliza el estabilizador para compensar, dejando así el timón de profundidad completamente libre para maniobrar. Un grado de rotación del estabilizador para compensar podría equivaler a unos 3° de deflexión del timón.

La fig. 13.37 es una representación de la equivalencia entre compensar con timón o con estabilizador.

	Compensación con timón de profundidad	Compensación con estabilizador
Velocidad pequeña		
Velocidad alta		

Fig. 13.37.

El posicionamiento del estabilizador se define considerando los efectos que produce en el avión, con las siglas AND (Airplane Nose Down) o ANU (Airplane Nose Up), y midiendo la magnitud bien en grados como en el timón o en Unidades de Compensación.

En la fig. 13.38 se representan las máximas posiciones del estabilizador (también podrían corresponder al timón), observando que la velocidad más baja (C_L más alto) a la que puede compensarse el avión corresponde a la máxima posición ANU (en caso de timón sería la de máxima deflexión arriba), y la máxima posición AND corresponde a la mayor velocidad (C_L menor) a la que se puede compensar (en caso de timón sería la de máxima deflexión abajo).

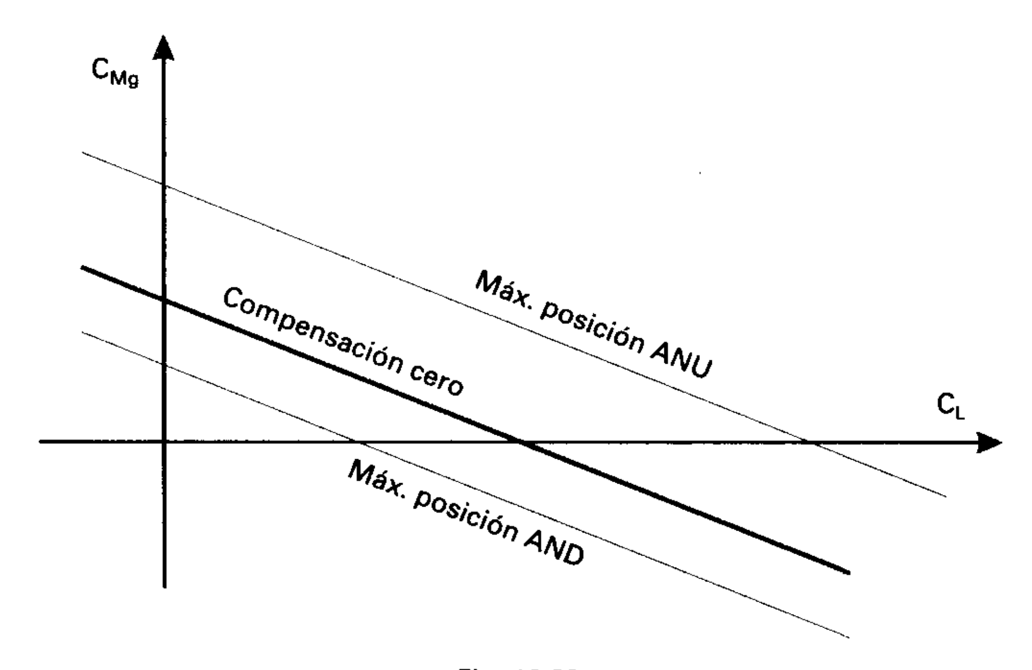
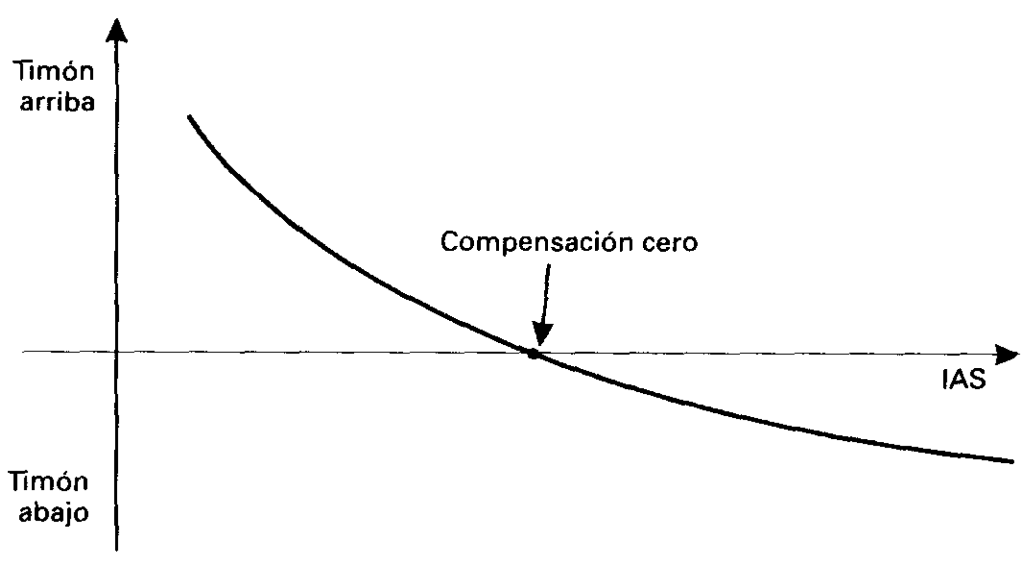


Fig. 13.38.

Es interesante conocer cómo varía la posición del timón (o del estabilizador) según la velocidad a la que se desee compensar, la representación es del tipo de la fig. 13.39, en donde, si se desprecian los errores del anemómetro, el eje de abcisas puede ser tanto IAS como EAS.

Para poder dibujar la curva de la fig.13.39, es necesario conocer la relación que liga δ_e con la velocidad. Para ello se parte de la hipótesis, cierta, de que los incrementos de deflexión del timón y los incrementos de coeficiente de sustentación generados por la deflexión son proporcionales, así podemos escribir:

$$C_L = K_0 - K_1\, \delta_e \qquad [13.20]$$



Deflexión de timón para compensar en función de la IAS

Fig. 13.39.

en donde K_0 es valor del coeficiente de sustentación que habría cuando la deflexión del timón fuera nula, y el signo menos proviene de que la deflexión es positiva cuando es hacia abajo. K_1 es la constante de proporcionalidad entre los incrementos de C_L y δ_e. En vuelo horizontal y rectilíneo se verifica:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S C_L$$

que para un avión determinado con un peso dado queda reducida a:

$$V_e^2 \cdot C_L = K_2 \qquad [13.21]$$

siendo K_2 una cte. Eliminando C_L entre las ec. 13.20 y 13.21 queda:

$$V_e^2 = \frac{K_2}{K_0 - K_1 \delta_e} \qquad [13.22]$$

en donde puede observarse que para δ_e cero la velocidad de compensación es $V_e = \sqrt{K_2/K_0}$, dando valores a δ_e se puede dibujar la curva de la fig. 13.39.

Del exámen de la fig. 13.39 deducimos que en la gama de velocidades pequeñas, para efectuar cambios pequeños en la velocidad son necesarios cambios relativamente grandes en la deflexión del timón, mientras que lo contrario es cierto a velocidades altas. Esta misma forma general de curva es cierta en el caso de estabilizador regulable. La representación de la fig. 13.39 corresponde a una determinada posición del c. de g. Si se tienen en cuenta los cambios de estabilidad según la posición del c. de g. (Vid. fig. 13.7), se puede llegar a unas curvas del tipo de las de la fig. 13.40.

Lo usual en un avión grande es que se pueda mover el estabilizador a dos velocidades diferentes, una grande para satisfacer las grandes demandas de compensación asociadas bien a cambios de configuración del avión, bien a cambios rápidos de la velocidad o bien por ser pequeña la velocidad, y otra lenta para condiciones menos exigentes.

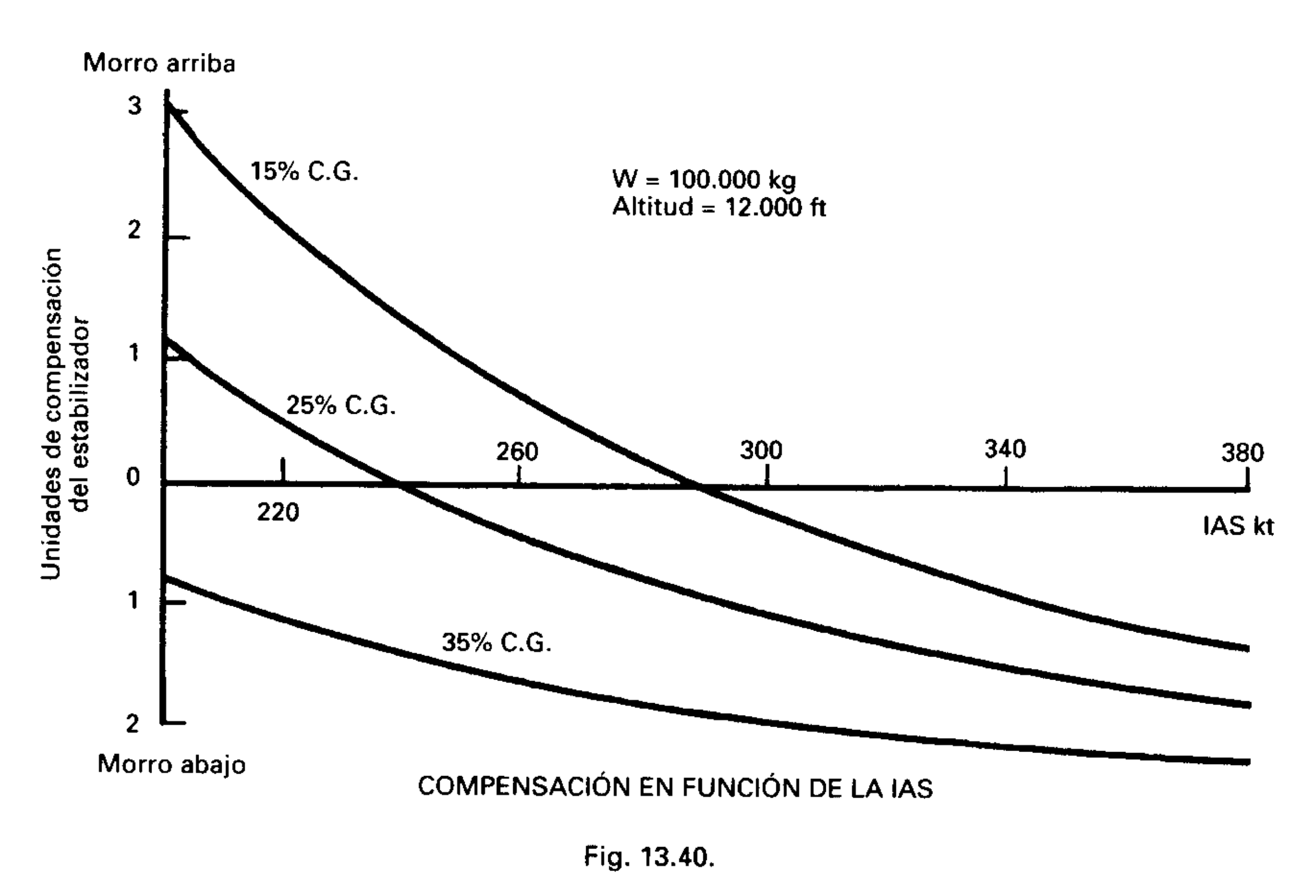


Fig. 13.40.

13.15. CURVA DE ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL Y PUNTO NEUTRO CON MANDOS LIBRES

Veamos lo que ocurre con la estabilidad estática con mandos libres. La diferencia respecto a con mandos fijos es debida única y exclusivamente a la variación de la contribución de la cola, ahora en lugar de permanecer el timón en una posición fija, adquirirá una nueva posición definida por δ_{flot}. La contribución de la cola será menor y el avión será menos estable, fig. 13.41, la curva será menos inclinada.

El punto neutro N'_0 con mandos libres estaría también por delante del punto neutro con mandos fijos, disminuyendo el margen de posiciones en el que puede estar el c. de g.

13.16. FUERZAS EN LA PALANCA

Para determinar las fuerzas que el piloto debe ejercer en la palanca, igualando los trabajos realizados por la fuerza F, fig. 13.24 y por el momento H, cuando ambos, palanca y timón sufren una rotación, se obtiene $F = G \cdot H$, en

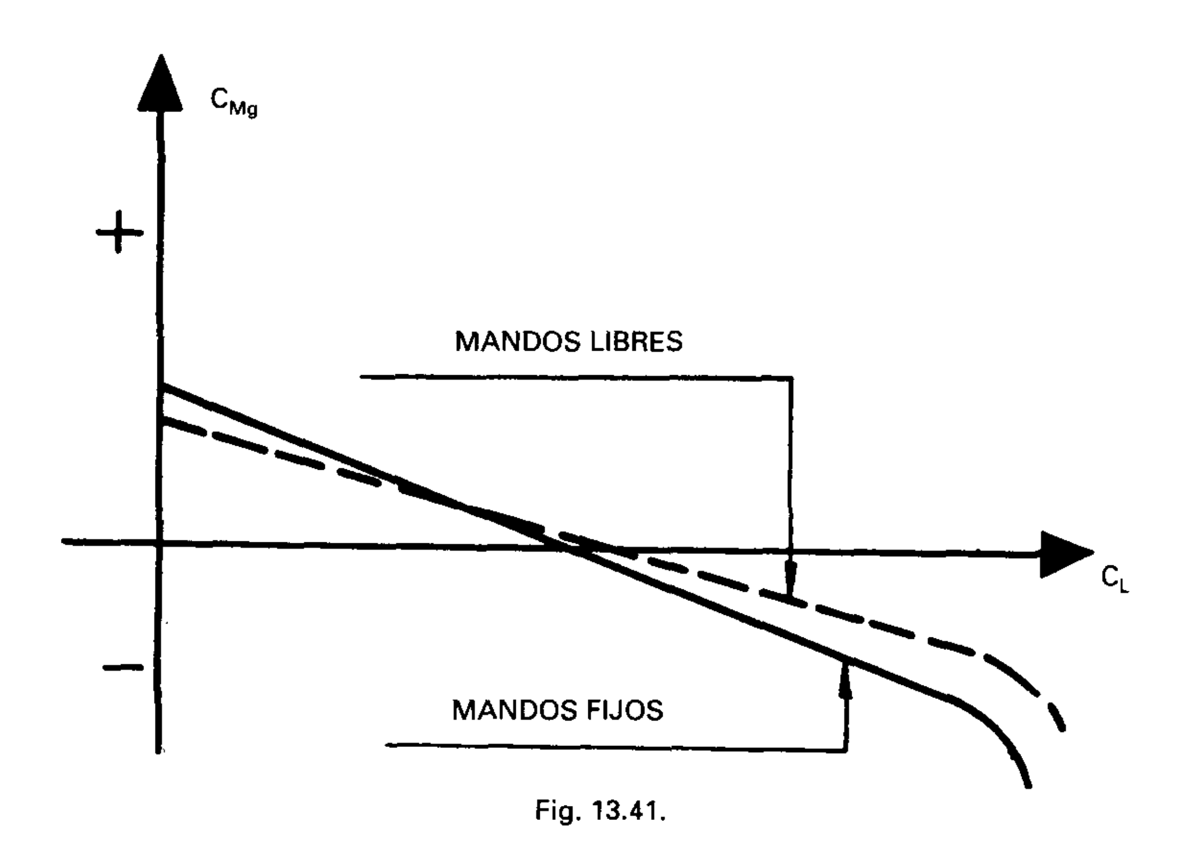


Fig. 13.41.

donde *G* depende del mecanismo de transmisión, sustituyendo el valor de *H* y después de un tratamiento laborioso, se llega a la expresión: $F = K + K_1 \cdot V_2$, (13.23), en donde *K* es una constante que depende entre otros parámetros de b_2. Ahora podemos relacionar este hecho con el de la reducción en el valor absoluto de b_2, al utilizar los diversos tipos de compensación que hemos estudiado algunos de los cuales además modifican el valor de b_1.

El valor de *K* también depende de la pendiente de la curva de estabilidad con mandos libres, fig. 13.41, y por tanto, de la posición del c. de g., K_1 depende del ángulo de deflexión del tab para el cual el avión está compensado y ambos, *K* y K_1 dependen de *G*. Esto significa que *F* se compone de una fuerza de estabilidad básica que es función de la posición del c. de g. representada por *K*, y un término que varía con V^2.

La fig. 13.42 representa la fuerza en la palanca para un avión estable estáticamente con mandos libres y con un determinado c. de g.

El término constante *K* es fijo, y el otro depende del cuadrado de la velocidad, restándose al anterior porque K_1 es negativo. A la velocidad V_A la fuerza en la palanca es nula, es la velocidad para la que está el avión compensado. Obsérvese que el tab deflectado δ_t lo que hace es eliminar la fuerza básica de estabilidad. Si desearamos ahora volar a una velocidad mayor que V_A, por ejemplo a V_B, tendríamos que empujar la palanca, y para volar a una inferior tendríamos que tirar de ella, pero al empujar o tirar de la pa-

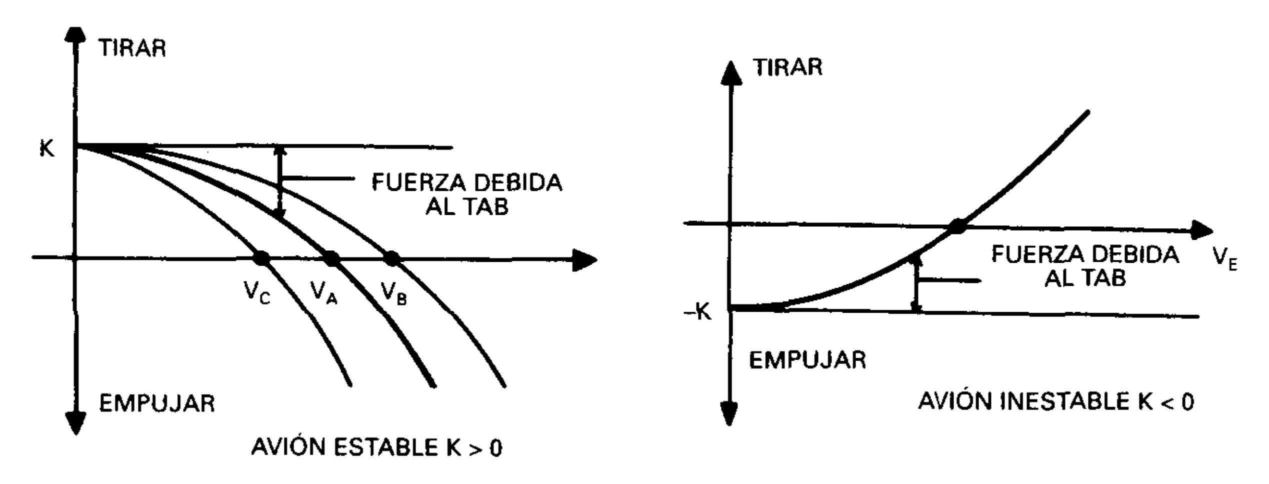


Fig. 13.42.

lanca lo que hacemos es mover los tabs a ángulos menores o mayores respectivamente que el δ_t correspondiente a V_A, y variando el sumando de la curva que depende de δ_t, de modo que en cada velocidad para la que el avión está compensado la fuerza en la palanca sea nula.

Si el avión hubiera sido estáticamente inestable con mandos libres, el valor de K habría sido de empujar, y la variación de fuerzas en la palanca con la velocidad hubiera sido la contraria de la usual. La posición del c. de g. puede hacer que el avión sea estable o inestable, según esté por delante del punto neutro con mandos libres o por detrás. En la fig. 13.43 el caso de inestabilidad correspondería a un c. de g. de, por ejemplo 40% MAC y por detrás del punto neutro con mandos libres, adelantando el c. de g. hasta el punto neu-

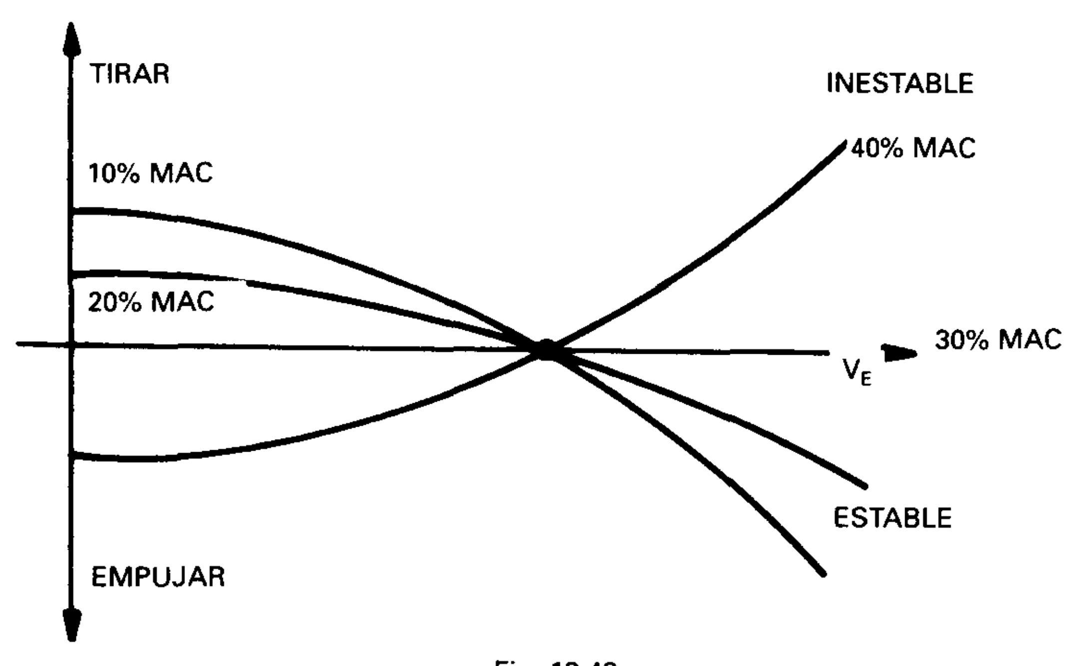


Fig. 13.43.

tro, 30% MAC, llegaríamos al eje de abscisas, y pasando el c. de g. más adelante, por ejemplo 20% MAC llegaríamos a tener estabilidad positiva.

En resumen: Un avión tendrá estabilidad estática longitudinal con mandos libres, si para mantener velocidades estabilizadas cada vez menores e inferiores a la de compensación es necesario tirar de la palanca con fuerzas progresivamente mayores, y para mantener velocidades progresivamente mayores por encima de la de compensación es necesario empujar la palanca con fuerzas cada vez mayores.

- Si se tira de la palanca el avión deberá siempre levantar el morro y disminuir la velocidad.
- Si se empuja la palanca el avión deberá siempre bajar el morro y aumentar la velocidad.

En la fig. 13.44 se representa en trazo lleno la curva de fuerza-velocidad que describe el comportamiento de un avión estable con mandos libres y compensado para volar a la velocidad V_A. Si el piloto quiere volar a una velocidad mayor, V_B debe estar empujando permanentemente la palanca con una fuerza F_B, esa fuerza está equilibrada con la fuerza en el sentido de tirar, palanca hacia atrás, que produce el momento de charnela y que está originado por la distribución de presiones sobre el timón flotando. *A cada velocidad que se vuele distinta de la de compensación el piloto debe ejercer una fuerza sobre los mandos de empujar o de tirar que es exactamente igual a la que origina en sentido contrario la distribución de presiones sobre el timón, y que se representa en la fig. 13.44 en línea de trazos.*

Consideremos ahora que una perturbación exterior aumenta la velocidad del avión, por ejemplo, desde V_A hasta V_B, mientras que está en la condición de mandos libres, sin que intervenga el piloto, se origina una fuerza en la pa-

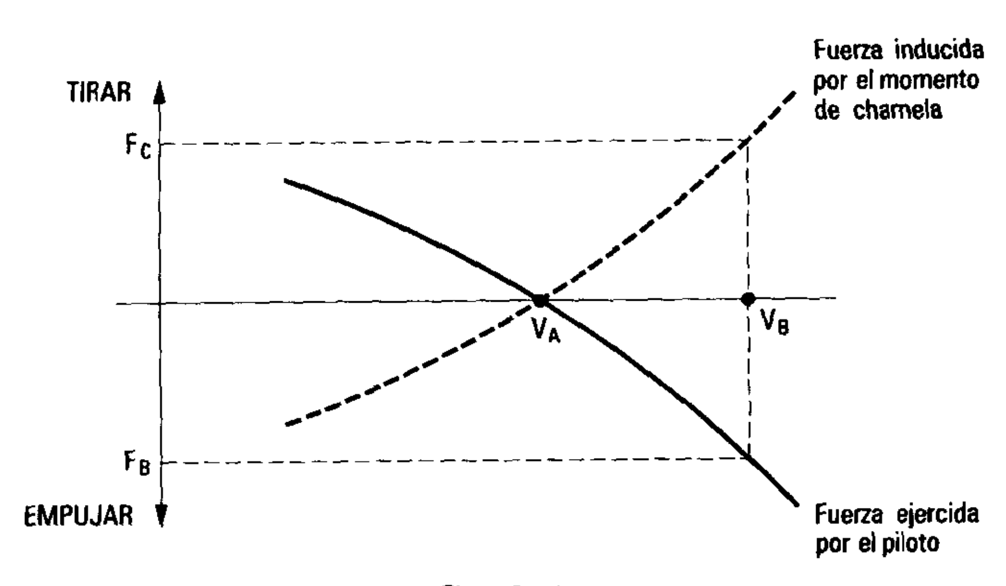


Fig. 13.44.

lanca de tirar F_C, vía momento de charnela que la mueve hacia atrás, línea de trazos, de modo que el avión recuperará lentamente su velocidad de compensación.

La velocidad de compensación puede no quedar determinada con precisión debido a los rozamientos que existen en el sistema de control, pudiendo dar origen a que el avión no esté compensado para una velocidad, sino para una gama de velocidades, fig. 13.45. De este modo, si una perturbación varía la velocidad a otro valor diferente de aquel al que está compensado, el avión al tender a su posición de equilibrio, retornará a cualquier velocidad dentro de la banda de fricción. La gama de velocidades a la que puede retornar, según se aprecia en la fig. 13.45 será tanto mayor cuanto menor inclinación tenga la curva, lo que ocurrirá cuanto más retrasada esté la posición del c. de g. del avión.

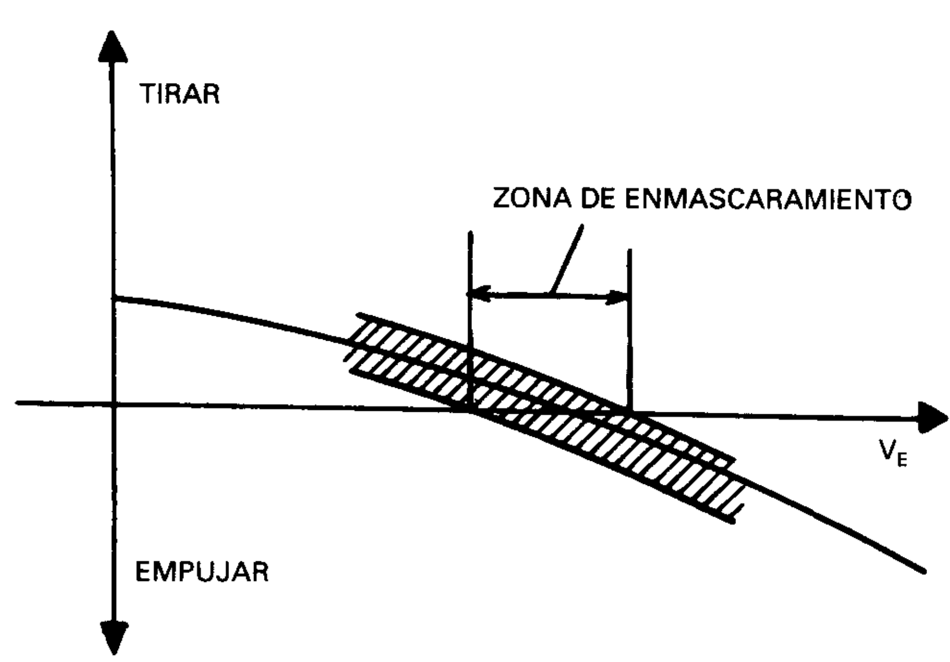


Fig. 13.45.

Debido a la banda de enmascaramiento originada por la fricción en el sistema de control y también por la pequeña inclinación que tiene la curva de estabilidad fuerza-velocidad a centrados del avión muy retrasados, las fuerzas en la palanca para pasar de una velocidad de compensación a otra serían muy pequeñas (la curva estaría muy poco inclinada).

En la fig. 13.46 se representan dos dispositivos que aumentan la pendiente de la curva fuerza-velocidad: el *muelle (down spring)* y el *contrapeso (bob weight)*.

El muelle está *precargado* produciendo una fuerza inicial en el sistema de control que tiende a deflectar el timón hacia abajo (empujar), de forma que al

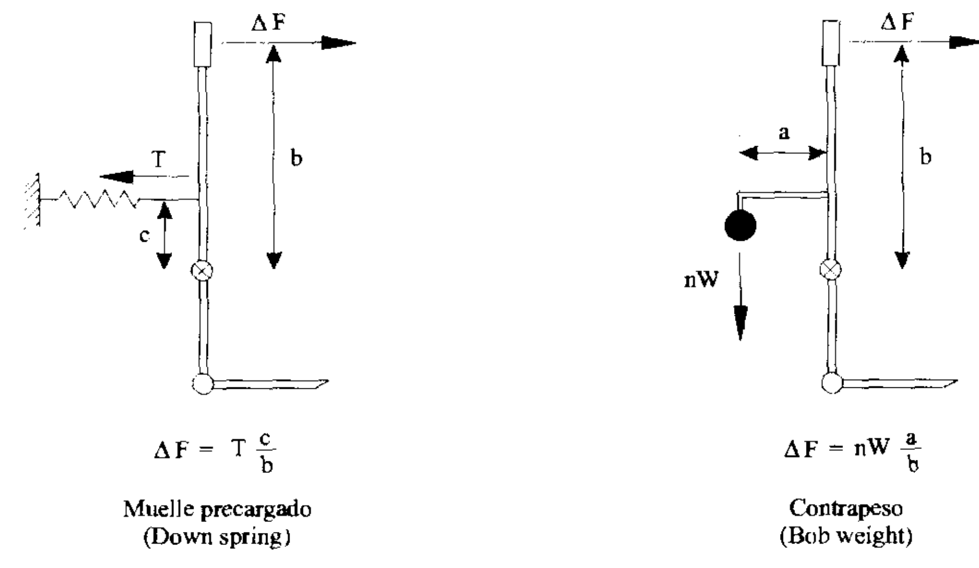


Fig. 13.46.

tirar de la palanca, el muelle se estira, dando lugar a una fuerza constante que se suma al término constante *K*. Si se compensa el avión para la misma velocidad, V_A, que en el caso sin muelle, tendremos una curva como la de la fig. 13.47, en la que, como puede observarse, la inclinación o gradiente de esta curva es una medida de la forma en que el piloto *siente* el avión, cuanto más inclinada, el avión será más estable.

Otro método que produce el mismo efecto que el del muelle es el del contrapeso (bob-weight), fig. 13.46, colocado de modo que cuando el piloto tira de la palanca tenga también que vencer la inercia debido a él.

El contrapeso tiene además otro efecto que se presenta cuando el avión esté sometido a maniobras que produzcan aceleraciones, ya que a su peso

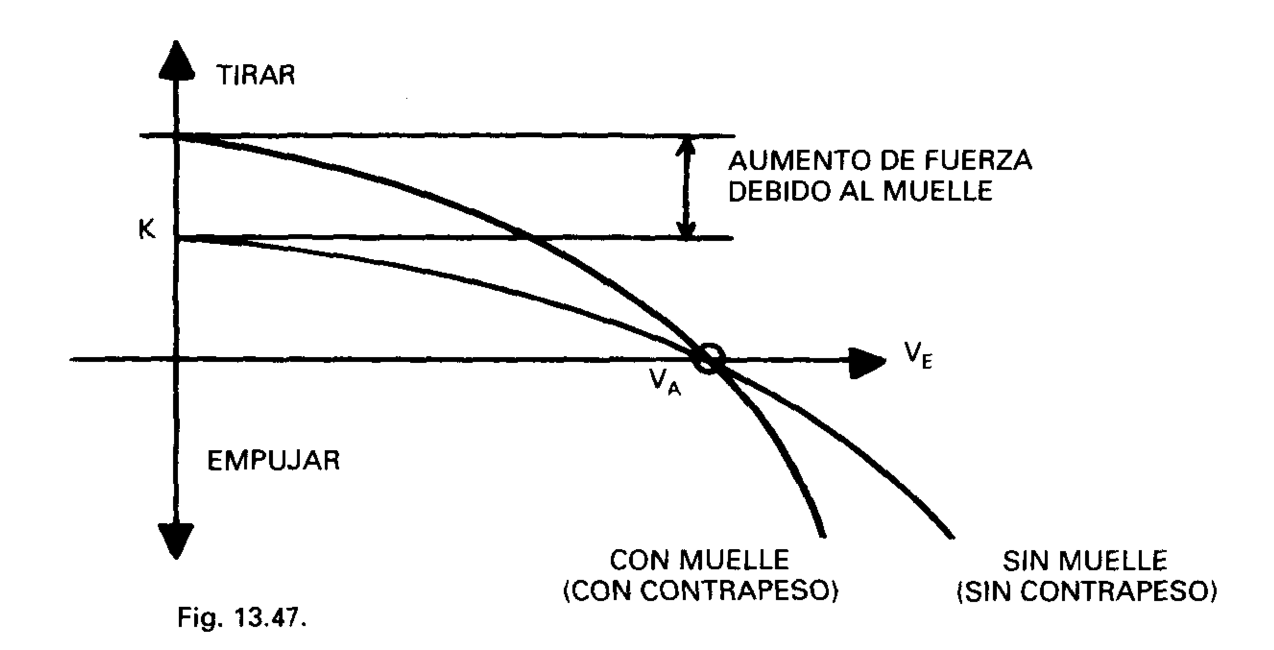


Fig. 13.47.

se sumarán las fuerzas de inercia en las direcciones correspondientes a la maniobra que efectúe.

Como en los aviones rápidos y de gran tamaño, las fuerzas en la palanca para controlar el avión excederían en mucho las que podría suministrar el piloto, se deben utilizar los dispositivos de compensación de los que hemos venido hablando. Otra posibilidad es que el movimiento de las superficies de control sea efectuado a través de mecanismos de potencia, normalmente hidráulica, lo que no excluye que también pueda utilizarse algún tipo de compensación. En el caso de que el dispositivo de potencia lo que haga sea aumentar la fuerza aplicada por el piloto en una relación determinada, éste sentirá el avión, pero si el dispositivo de potencia aplica totalmente la fuerza necesaria, sistema de control irreversible, de modo que ninguna parte de los esfuerzos sea suministrado por el piloto, es necesario un sistema de sensación artificial en el que *sienta* a través de este sistema una fuerza proporcional a la deflexión del timón y al cuadrado de la velocidad (Vid. 13.27).

El control longitudinal del avión debe ser el adecuado en todas las condiciones de vuelo posibles para el tipo de avión considerado y en sus diversas configuraciones.

En cuanto a condiciones de vuelo y a título de ejemplo son importantes los requisitos para la rotación en el despegue y para la recogida en el aterrizaje, y en cuanto a configuraciones del avión los de tren fuera-dentro, y diversas posiciones de los slats, flaps y spoilers.

Para la rotación en los grandes aviones comerciales, antes del despegue ya se posiciona el estabilizador para que el avión esté compensado aproximadamente para la velocidad inicial de subida, y con la configuración de flaps-slats de despegue. La posición del estabilizador se saca de tablas en función del peso y posición del c. de g., y se expresa con las siglas ANU (Airplane Nose Up) o AND (Airplane Nose Down). El timón de profundidad debe tener la potencia suficiente para efectuar la rotación, siendo un valor típico de la fuerza en la palanca para esta maniobra de unos 15 kg.

La recogida en el aterrizaje, que normalmente se efectúa con el avión compensado en posición ANU, requiere una gran potencia del timón (Vid. 13.8).

Tanto las FAR como las JAR exigen para la certificación del avión, un valor mínimo del gradiente de fuerza en la palanca, en función de la velocidad de 1 lb por cada 6 kt, equivalente a 1,47 N por m/s, en la velocidad de compensación.

Como valores normales del ángulo que se deflecta el timón por unidad de desplazamiento de la palanca, están los comprendidos entre: 0,6 a 0,9 rad/ft equivalentes a: de 2 a 3 rad/m.

Los valores límites de las fuerzas que se exige que el piloto tenga que hacer sobre los mandos, expresadas en libras, son, según las FAR y las JAR, las de la siguiente tabla:

Fuerza aplicada a la palanca o a los pedales	Cabeceo		Alabeo		Guiñada	
	FAR	JAR	FAR	JAR	FAR	JAR
Aplicación temporal:						
- Palanca	60	60	30	30	—	—
- Volante (dos manos)	75	75	60	50	—	—
- Volante (una mano)	—	50	—	25	—	—
- Pedales	—	—	—	—	150	150
Aplicación prolongada	10	10	5	5	20	20

13.17. ESTABILIDAD EN MANIOBRA

El estudio de estabilidad que hemos efectuado hasta ahora ha sido para vuelo estacionario y horizontal, aunque las condiciones también son válidas para subida o descenso.

El conjunto de las fuerzas aplicadas al avión estaba en equilibrio, siendo su resultante nula.

El piloto, además de poder compensar el avión para cualquier velocidad en vuelo estacionario, debe ser capaz de ejecutar maniobras. Vamos a pasar a estudiar las condiciones de estabilidad cuando se da un tirón de la palanca, curvando la trayectoria del avión.

Para curvar la trayectoria hace falta originar una aceleración normal a la misma a_N, dirigida hacia el centro de la curva, que produce una fuerza de inercia F_i de sentido contrario, en este caso fuerza centrífuga, hacia fuera de la trayectoria, y que si suponemos el punto más bajo de la misma, se suma al peso, fig. 13.48, debiendo la sustentación ser igual a dicha suma. Este caso fue visto en 11.9 y de allí recordamos el valor de la aceleración normal y del factor de carga:

$$a_N = \frac{V^2}{R}$$

$$n = 1 + \frac{V^2}{gR}$$

de donde fácilmente obtenemos:

$$a_N = \frac{V^2}{R} = g\,(n-1) \qquad [13.23]$$

Para cambiar la trayectoria e introducir una aceleración normal a la misma es necesario actuar sobre la palanca. Para medir el grado de maniobra-

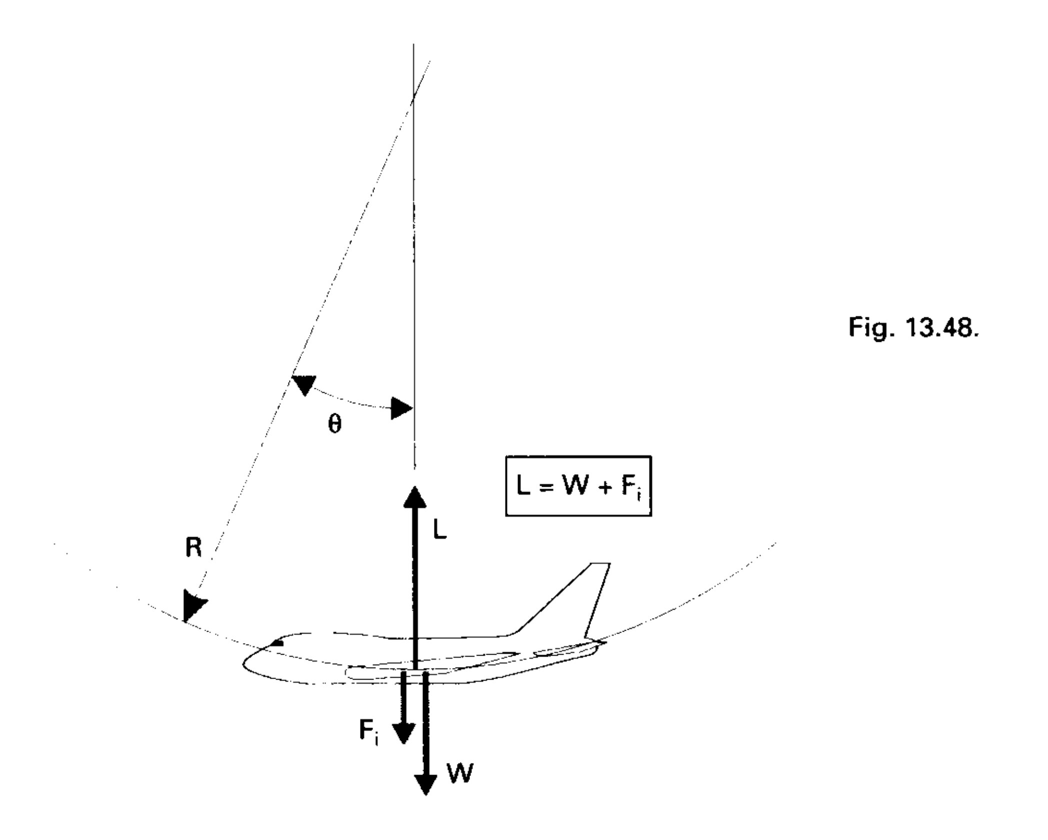


Fig. 13.48.

bilidad, es decir, la capacidad de variar la trayectoria, de modo que cuanto más rápido es el cambio, se dice que más maniobrable es el avión, existen dos criterios basados ambos en que tanto la fuerza en la palanca como la deflexión del timón necesarias para efectuar una maniobra dependen del factor de carga, n:

1.° Determinar la relación que existe entre la variación del ángulo de deflexión del timón de profundidad y la variación de factor de carga producida:

$$\Delta\delta_e/(n-1)$$

Estamos suponiendo que partimos de vuelo rectilíneo y horizontal $n = 1$, por eso la variación del factor de carga es $\Delta n = n-1$.

Este criterio es conocido como *deflexión del timón por g*. A veces en lugar de esa denominación se le da, el de *desplazamiento en la palanca por g*. Evidentemente ambas denominaciones son equivalentes.

2.° Determinar la relación que existe entre la variación de la fuerza aplicada en la palanca F, y la variación de factor de carga producida:

$$\Delta F/(n-1)$$

En el estudio de la estabilidad en maniobra el criterio 1.° es el equivalente al de la estabilidad estática con mandos fijos y su uso no es frecuente.

El 2.° criterio es el equivalente a la estabilidad estática con mandos libres, directamente ligado con lo que el piloto *siente* y es al que nos vamos a referir en lo que sigue.

Conviene recordar que lo que en lenguaje ingenieril y en las normas se denomina factor de carga en la operación se suele denominar *g*, y que cuando estamos en vuelo horizontal y rectilíneo el factor de carga es la unidad, estamos volando a 1g. En la expresión *un tirón de* 4g, 4g no tiene dimensiones, significa únicamente que las alas deben producir una sustentación igual a cuatro veces el peso.

Así, por ejemplo, supongamos un *loop* que fuera una circunferencia y que la velocidad V fuera constante, cosas que nunca ocurren en la realidad, fig. 13.49, la aceleración centrípeta causante del cambio de velocidad en dirección, vale

$$a_N = V^2/R$$

y supongamos también que este valor de la aceleración normal es 4 veces mayor que la aceleración de la gravedad, $g = 9{,}8\ ms^{-2}$,

$$a_N = V^2/R = 4\ g\ ms^{-2} = 39{,}2\ ms^{-2}$$

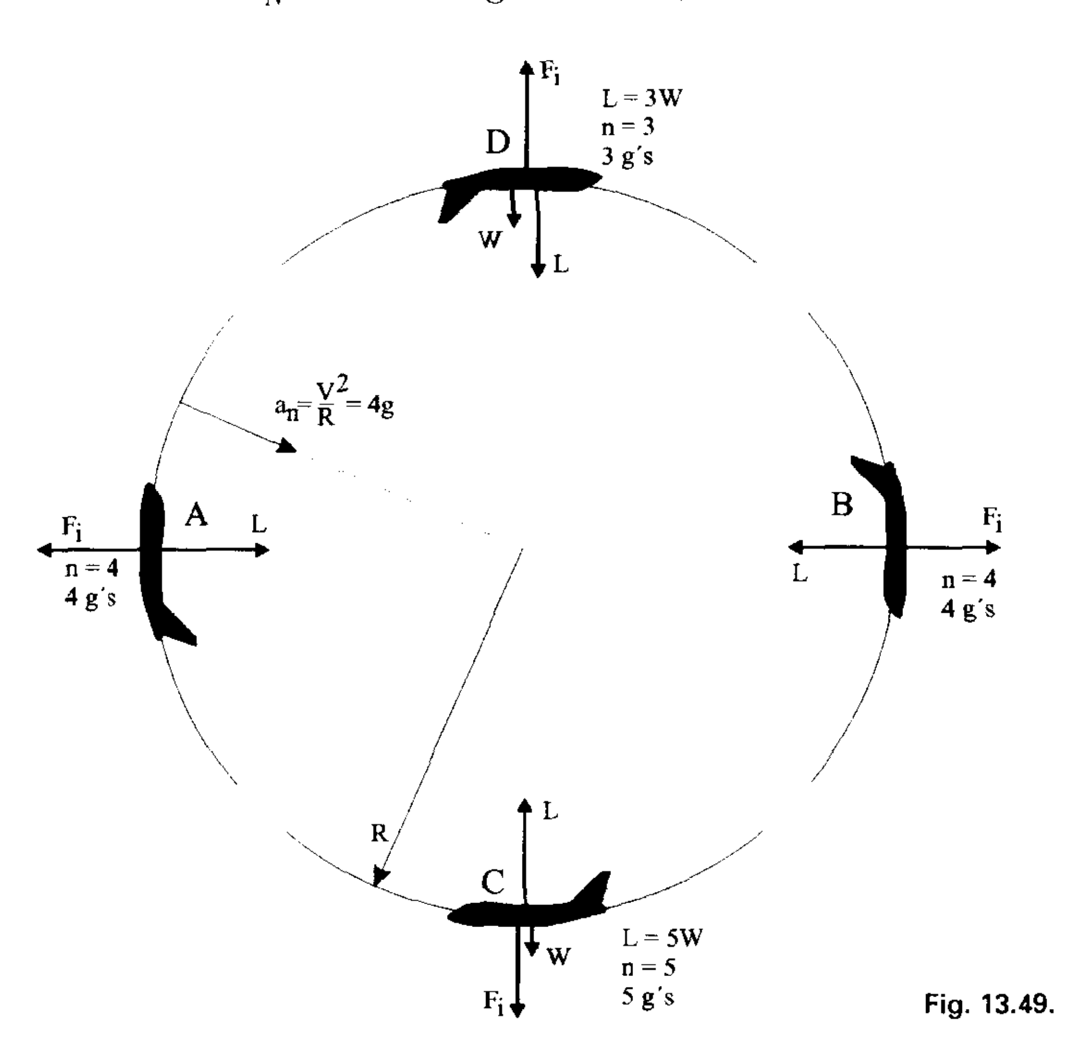


Fig. 13.49.

observemos que como tal aceleración tiene dimensiones, las mismas que la aceleración de la gravedad *g*. Se ve que hay una diferencia entre un *tirón de 4g*, aquí 4*g* no tiene dimensiones, y un tirón con una aceleración normal a_N = 4*g* $m.s^{-2}$, *aquí si hay dimensiones.*

En toda la trayectoria la fuerza de inercia, centrífuga, tiene como valor, si *m* es la masa del avión

$$F_i = m\, a_N = m \cdot 4g$$

En los puntos A y B la fuerza de inercia, centrífuga, F_i y la sustentación *L* tienen el mismo valor

$$L = m \cdot 4g$$

luego el factor de carga, *n*, vale $n = L/W = 4$, en esos dos puntos de la trayectoria se está volando a 4*g*.

En el punto C la sustentación es

$$L = W + F_i = W + m \cdot 4g = W + 4\,W = 5\,W$$

el factor de carga es $n = 5$, se está volando a 5*g*, aunque la aceleración normal es de 4*g*.

En el punto D

$$L + W = F_i$$

$$L = F_i - W = m \cdot 4g - W = 4W - W = 3\,W$$

el factor de carga es $n = 3$.

Conclusión: *en un loop volando con una aceleración normal de 4 veces el valor de la aceleración de la gravedad, el factor de carga varía entre 3 y 5, se está volando entre 3 y 5g.*

13.18. FUERZAS EN LA PALANCA POR G

En el caso del tirón a la palanca que se está estudiando y suponiendo el punto más bajo de la trayectoria, existe una velocidad angular de cabeceo, *q*, alrededor del eje *OY* del avión, que viene expresada en radianes por segundo por:

$$q = \frac{d\theta}{dt} = \frac{V}{R} = \frac{g\,(n-1)}{V} \qquad [13.24]$$

La maniobra que estamos estudiando puede visualizarse suponiendo que el avión está sometido a una velocidad de traslación *V* mientras que al

mismo tiempo gira alrededor de su c. de g. con una velocidad angular de valor q, fig.13.50

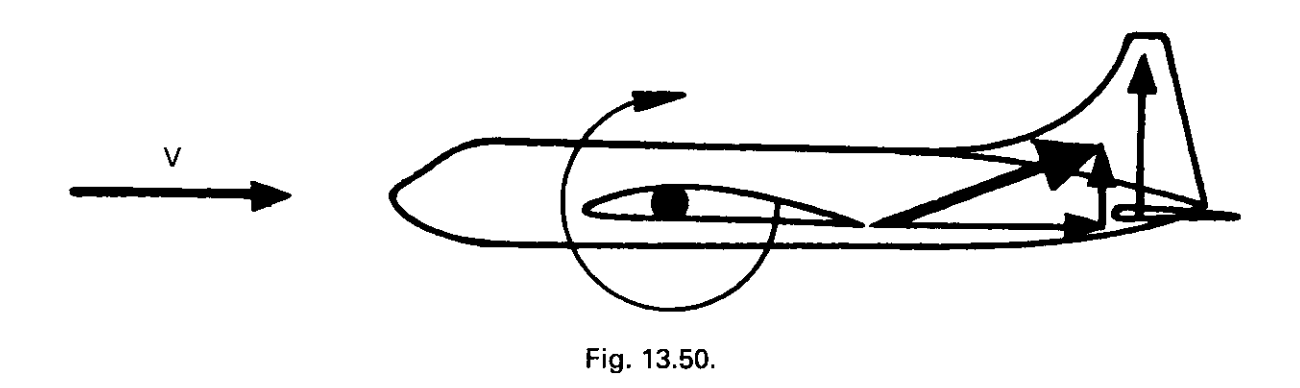


Fig. 13.50.

La velocidad angular provocada en la maniobra origina una variación del ángulo de ataque en la cola, $\Delta\alpha_t$, ya que la corriente de aire que afecta a la cola es la resultante de V y de la componente debido a la rotación del avión. EL valor de la variación de α_t expresado en grados es, aproximadamente,

$$\Delta\alpha_t = 57{,}3\,\frac{x_t}{R} = 57{,}3\,\frac{g\,(n-1)\,x_t}{V^2} = 57{,}3\,\frac{qx_t}{V} \qquad [13.25]$$

donde x_t es la distancia del c. de g. a la cola. El ángulo de ataque de la cola varía, además de lo anterior, porque el ángulo de deflexión de la corriente hacia abajo, producida por el ala, también se modifica en la maniobra. En la fig. 13.50 se representa además la variación de fuerza en la cola a que da lugar la variación de ángulo de ataque.

Resumiendo: la fuerza que se origina en la cola a causa de la rotación del avión crea un momento respecto al c. de g. del mismo que tiende a oponerse a dicha rotación, es decir, a la maniobra que se quiere ejecutar, *es un momento amortiguador. (Momento amortiguador de cabeceo debido a una velocidad angular de cabeceo).*

El piloto siente esta amortiguación como una necesidad de aumentar los movimientos de control sobre aquellos que normalmente serían necesarios, es decir como un aumento ficticio de la estabilidad.

Como resultado, incluso cuando el avión tiene su c. de g. en la posición trasera límite para que sea estable con mandos libres, es decir, el punto neutro con mandos libres N'_0, y en vuelo rectilíneo y horizontal, a velocidad V, y compensado para esa velocidad, para ejecutar una maniobra como la que hemos venido describiendo, un tirón, será necesario ejercer una fuerza sobre la palanca. Dicho de otro modo el c. de g. puede estar situado por detrás del punto neutro con mandos libres N'_0 hasta que se alcanza una posición tal que, con timón libre en este caso, no es necesario ejercer fuerza alguna en la

palanca para ejecutar esta maniobra. La situación de esa posición se la conoce con el nombre de *punto de maniobra con mandos libres, N'_m.*

El punto de maniobra con mandos libres, es la posición más trasera del c. de g. en la cual la fuerza *F* en la palanca necesaria para producir una aceleración normal es cero.

Se puede anticipar que la fuerza en la palanca dependerá del factor de carga, *n*, por lo que es conveniente y así se hace, utilizar la razón entre la variación de fuerza en la palanca y la variación del factor de carga o *g*, $\Delta F/\Delta n$, para expresar la estabilidad en maniobra.

La deducción matemática del valor de la fuerza en la palanca se sale fuera del objeto de este texto, a continuación indicamos a título de mera orientación como se podría obtener.

De la fig. 13.24 llegamos a la conclusión de que la fuerza en la palanca *F*, si es *H* el momento de charnela tiene como valor

$$F = GH \qquad [13.26]$$

y que el coeficiente del momento de charnela, C_h, vale según la ec. 13.19, dependiendo de la nomenclatura que se prefiera, una de las dos ecuaciones siguientes

$$C_h = b_1\alpha_t + b_2\delta_e$$

$$C_h = C_{h\alpha}\alpha_t + C_{h\delta}\delta_e \qquad [13.27]$$

manejando estas ecuaciones junto con la siguiente, que proporciona la variación del ángulo de ataque de la cola, $\Delta\alpha_t$, y en la que interviene el valor hallado de q

$$\Delta\alpha_t = \Delta\alpha\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + q\frac{x_t}{V} \qquad [13.28]$$

se puede obtener una relación que proporciona el valor del ΔC_h, de ΔH y de ΔF.

Los resultados que se obtienen están en parte reflejados en la fig. 13.51 y son que la variación de fuerza en la palanca para ejecutar una recogida es directamente proporcional:

- A la variación del factor de carga respecto, a la condición de vuelo horizontal y rectilíneo *n*-1.
- A la carga alar, *W/S*, los aviones con cargas alares elevadas tienen los controles más pesados.
- A la distancia x_t.
- Al tamaño del avión. En aviones similares con igual carga alar a mayor tamaño mayor variación de fuerza en la palanca por *g*.

- A la densidad ρ, luego varía con la altitud, esta disminución del gradiente de fuerza por g conforme la altitud aumenta, puede dar la impresión de una disminución de la estabilidad cuando se maniobra a altitudes elevadas, fig. 13.51.
- A la posición del c. de g., fig. 13.51.

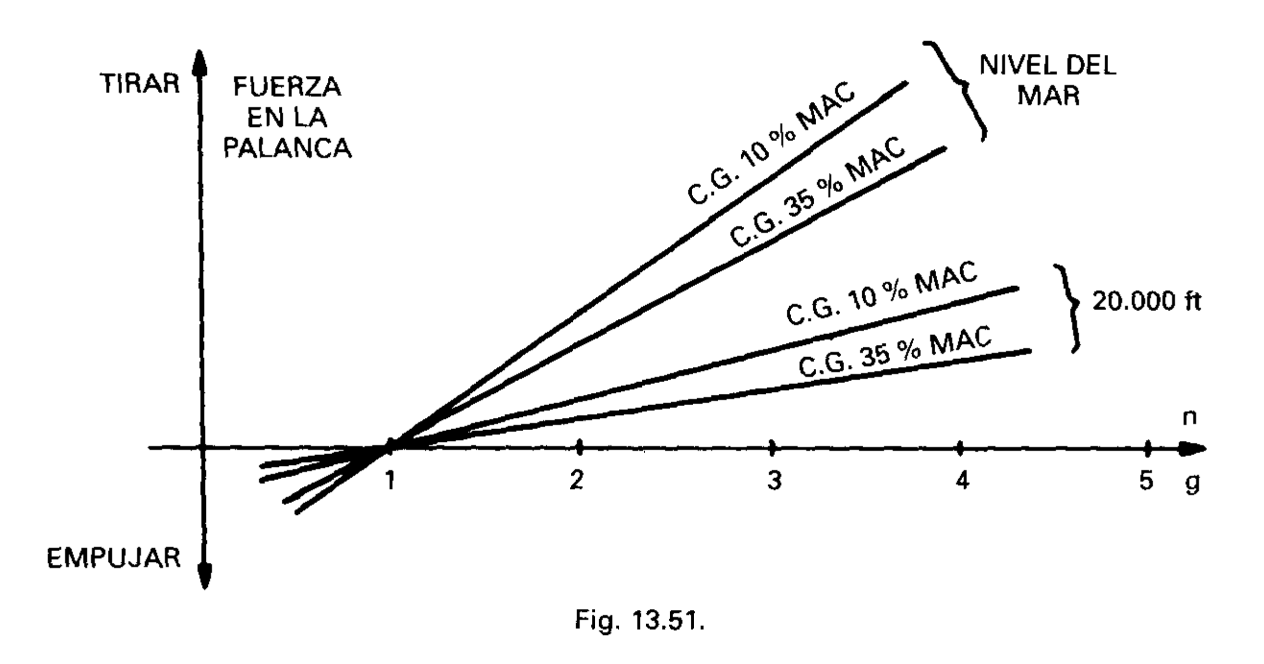


Fig. 13.51.

El gradiente de fuerzas por g es independiente de la velocidad y por tanto, también de la compensación, aunque si le afectan los fenómenos de compresibilidad, por tanto dependen de M.

La distancia que existe entre la posición del c. de g. y el punto de maniobra con mandos libres, N_m', se denomina margen de maniobra con mandos libres.

Lo que se espera cuando se dice que existe estabilidad en maniobra es que para pasar de vuelo horizontal y rectilíneo, $n = 1$, a producir una aceleración normal a_N que aumente el factor de carga, es decir, curvar la trayectoria, es necesario tirar de la palanca (timón hacia arriba). La forma en que aumentan las fuerzas de control sobre el timón, el gradiente, son una medida de las cargas a que está sometido el avión.

Para una misma maniobra, o lo que es lo mismo, para igual factor de carga, cuanto mayor es la razón $\Delta F/\Delta\ (n\text{-}1)$, más estable es el avión, más fuerza es necesario ejercer para efectuar la maniobra, luego la estabilidad viene definida por la pendiente de las rectas de la fig. 13.52 en donde vemos que cuanto más adelante esté el c. de g. más estable es el avión en maniobra y mayor inclinación tienen las rectas. Para una cierta posición trasera del c. de g. sería

$\Delta F/\Delta\ (n\text{-}1) = 0$, la recta sería horizontal, esta posición del c. de g. es el punto de maniobra con mandos libres, N_m', para posiciones más retrasadas del c. de g. el avión sería inestable en maniobra. En definitiva, el margen de estabilidad está definido por las pendientes de las rectas.

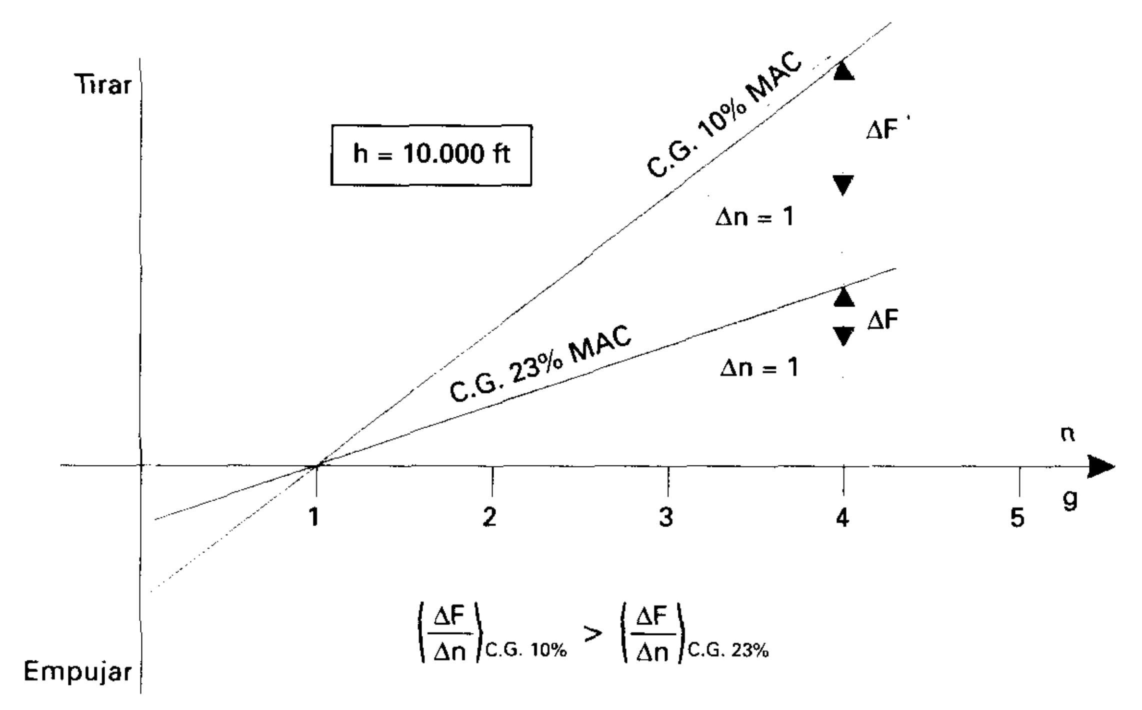


Fig. 13.52

Otra maniobra que saca al avión de su condición de vuelo estacionario rectilíneo y horizontal es el viraje en un plano horizontal, fig. 13.53, en donde aparece también la velocidad angular ω de eje vertical con que se está efectuando el viraje, la componente de esta velocidad angular según el eje *OY* del avion es

$$q = \omega\ sen\ \phi \qquad [13.29]$$

de la ec. 6.34 que proporciona el valor de ω en un viraje

$$\omega = \frac{g \cdot tg\phi}{V} \qquad [13.30]$$

y de la ec 11.2 que da el factor de carga en un viraje

$$n = \frac{1}{cos\ \phi} \qquad [13.31]$$

eliminando ω y Φ entre las ec. 13.29, 13.30 y 13.31

$$q = \frac{g \cdot tg\phi \cdot sen\ \phi}{V} = \frac{g\ (n^2 - 1)}{Vn} \qquad [13.32]$$

esta última ecación también puede escribirse así

$$q = \frac{g}{V}\ (n\text{-}1)\ \frac{(n - 1)}{n} \qquad [13.33]$$

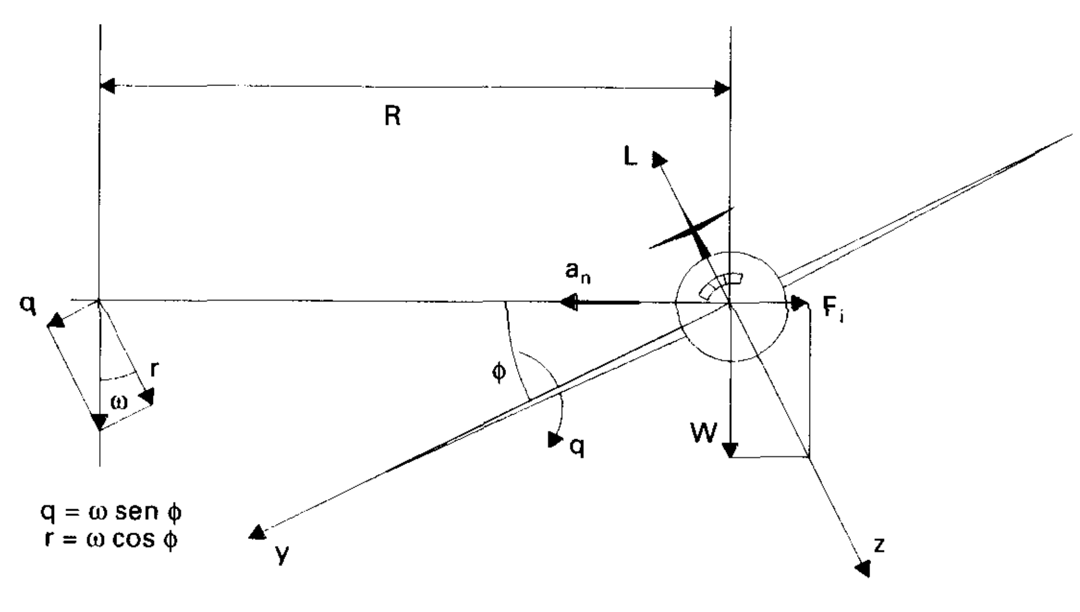


Fig. 13.53.

comparando las ec.13.24 y ec.13.33 vemos que en el caso del viraje muy lento, donde n es muy próximo a 1, y para un mismo factor de carga en ambas maniobras es:

$$q_{viraje\ lento} \approx 2\ q_{tirón}$$

y en un viraje muy cerrado

$$q_{viraje\ cerrado} \approx q_{tirón}$$

Al ser diferentes los valores de la velocidad angular de cabeceo en la recogida ec. 13.24 y en el viraje ec. 13.32, la variación de ángulo de ataque también diferirá, lo que significa que los incrementos de fuerza en la palanca por incremento de factor de carga o g, $\Delta F/\Delta n$, no serán los mismos en las dos maniobras. Se demuestra que la diferencia estriba en la aparición del factor $1 + 1/n^2$ en el viraje, lo que indica que para un mismo factor de carga n, si es $n >> 1$, $\Delta F/\Delta n$ será muy parecido tanto en el tirón como en el viraje, mientras que si $n \approx 1$ habrá una diferencia apreciable.

13.19. VALORES MÁXIMOS Y MÍNIMOS DE LA FUERZA EN LA PALANCA POR G

Es necesario establecer un límite máximo a las fuerzas que el piloto debe efectuar para ejecutar una maniobra, con objeto de evitar la fatiga que le supondría durante periodos prolongados de tiempo.

Por otro lado, si el gradiente de fuerzas en la palanca por g es pequeño se corre el peligro de someter al avión a cargas excesivas sin que el piloto sea consciente de ello, es por tanto necesario poner un límite inferior al gradiente de fuerzas.

En aviones de caza y combate, el gradiente de fuerzas lineal se considera adecuado si es del orden de 3 a 8 lb, 13 a 35 N, por *g*. Las normas militares MIL-F-8785 proporcionan los valores máximos y mínimos de la fuerza en la palanca por *g* y puede ser útil también su aplicación a los aviones de transporte.

Una simple observación de la fig. 13.52 muestra que cuando mayor es el factor de carga mayor es la fuerza, luego la fuerza máxima que es de esperar en la palanca depende del máximo valor que pueda alcanzar el factor de carga, dicho de otro modo, depende del factor de carga límite, como en aviones grandes de transporte el factor de carga límite suele ser bajo, $n = 2{,}5$, este tipo de aviones pueden y suelen tener un gradiente de fuerzas por *g* mayores que los valores dados anteriormente para aviones muy ágiles.

A título de ejemplo consideremos un avión con un gradiente lineal de fuerzas en la palanca de 5 lb/g = 22 N/g, cuando se vea sometido a un factor de carga de 4 *g*, la fuerza que se estará ejerciendo en la palanca es de $5 \cdot (4 - 1) = 15$ lb = 67 N [se multiplica por (4 – 1) porque ese es el incremento de *g*, ya que se supone que el avión estaba en vuelo compensado a 1 *g*].

13.20. DISPOSITIVOS PARA VARIAR LA FUERZA EN LA PALANCA POR *G*

Se ha visto que las fuerzas en la palanca por *g* no deben ser demasiado débiles (riesgo de exceder involuntariamente los límites de resistencia estructural) ni demasiado fuertes (avión poco maniobrable), por ese motivo, es bastante utilizado el contrapeso. En la fig. 13.46 si es W_c su peso, ante un aumento del factor de carga, por ejemplo, desde 1 hasta n en una recogida, el contrapeso experimenta una fuerza de inercia, hacia abajo en este caso, de valor n veces su peso nW_c, luego la fuerza se incrementa en $(n\text{-}1) . W_c\, a/b$, y el aumento de la variación de fuerza por *g* que se experimentaría debido al contrapeso sería

$$\frac{\Delta F}{\Delta g} = \frac{\Delta F}{\Delta n} = \frac{(n\text{-}1)\ W_c\ a/b}{(n\text{-}1)} = \frac{a}{b}\ W_c$$

La cuantificación del efecto del contrapeso viene determinada por su peso W_c y la relación a/b. *El contrapeso aumenta el gradiente de fuerzas por* g *y mueve hacia atrás el punto de maniobra con mandos libres.*

Es interesante resaltar que en el caso del muelle precargado, fig. 13.46, no se produce influencia alguna por la variación del factor de carga a que se ve sometido el avión, luego: *el gradiente de fuerzas en la palanca por* g *no se ve afectado por el muelle (down spring).*

13.21. ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL

Hasta ahora hemos estudiado la *tendencia* del avión a recuperar su posición de equilibrio cuando una perturbación le desplaza de ella. En la estabilidad dinámica se estudia la forma en la que se realizará el movimiento en función del tiempo.

El avión, en primer lugar, debe ser estable estáticamente; es decir la *tendencia* debe ser a recuperar la posición de equilibrio, no a alejarse de ella, y además, estable dinámicamente, lo que significa que la perturbación debe disminuir con el tiempo.

Las cualidades de vuelo del avión dependerán del amortiguamiento de las oscilaciones. Existen diversas formas de expresar esta característica, aunque todas están relacionadas entre sí. La más utilizada es la de tiempo de amortiguación a media amplitud, que es el tiempo que tarda la amplitud de una oscilación en reducirse a la mitad. Otra forma puede ser el número de ciclos para reducir la amplitud a la mitad.

Siguiendo con las hipótesis establecidas en 12.6, existe la separación de movimientos y las ecuaciones que se refieren al movimiento en el plano de simetría, serán:

$$\sum \quad F_x = \frac{d\,(m \cdot u)}{dt}$$

$$\sum \quad F_y = \frac{d\,(m \cdot w)}{dt}$$

$$\sum \quad M = \frac{d\,(I_y \cdot q)}{dt}$$

En donde:

u = Velocidad horizontal

w = Velocidad vertical

I_y = Momento de inercia respecto al eje OY.

q = Velocidad angular respecto al eje OY.

Vemos que las variables del movimiento son: la velocidad del avión, el ángulo de ataque y el ángulo de asiento que influyen en las fuerzas F_x y F_y. En el caso de mandos libres también depende del ángulo de deflexion del timón de profundidad.

La resolución de estas ecuaciones diferenciales, en el caso de mandos fijos, muestra que existen dos modos básicos de oscilación.

El primer modo, es una oscilación de período (tiempo que tarda en dar una oscilación completa) grande y poco amortiguado. Se denomina *modo fugoide*, fig. 13.54. Como se observa los cambios en actitud del avión, desplazamiento vertical y velocidad pueden ser apreciables.

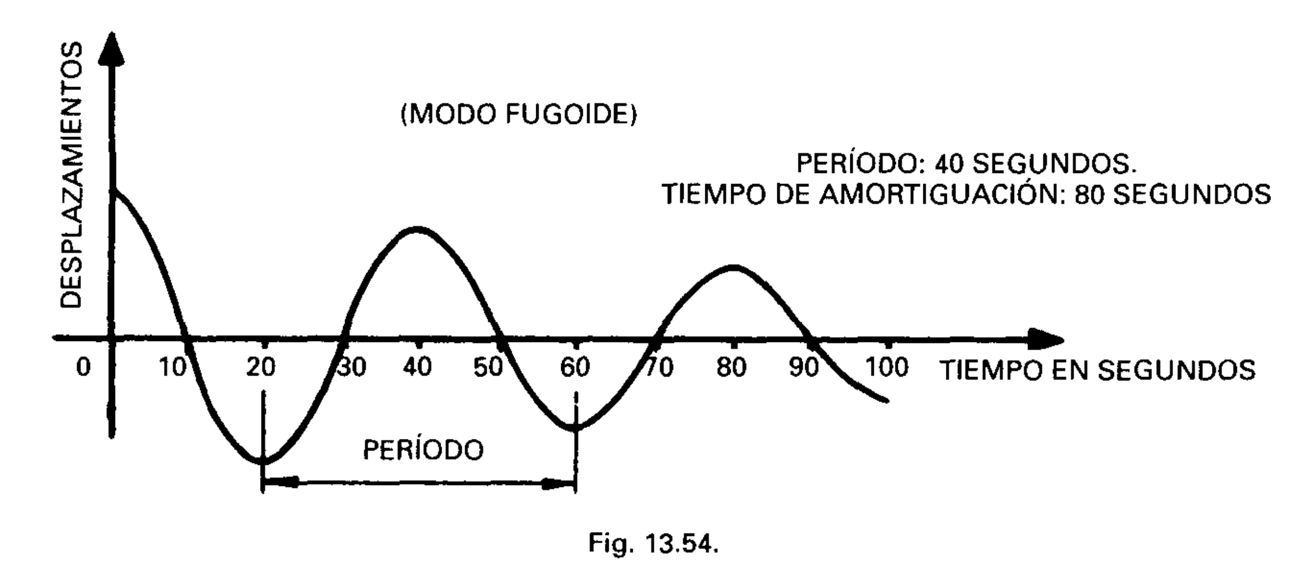


Fig. 13.54.

El período del modo fugoide puede variar entre unos 25 s a baja velocidad, a varios minutos a alta velocidad, y el tiempo de amortiguación a media amplitud de 50 a 100 s. El período aumenta conforme o hace la velocidad, su valor aproximado viene dado en seg. por V/8, V/45 o V/2, según V se exprese en km/h, kt o m/s, respectivamente.

Este modo, puede incluso llegar a no ser amortiguado; en cualquier caso, tiene poca importancia para el piloto, ya que a causa del período de oscilación tan grande, tiene tiempo suficiente para accionar los mandos, en orden a contrarrestarlos, con ligeras correcciones.

Durante este movimiento lo que realmente tiene lugar es un intercambio entre las energías cinética y potencial del avión.

La velocidad puede variar apreciablemente mientras que el ángulo de ataque permanece constante. También varían la altitud de vuelo y el factor de carga.

Con mandos libres, existe un modo análogo denominado *fugoide* con mandos libres.

El segundo modo, denominado *oscilación de incidencia*, tiene un período pequeño de 0,6 a 6 s y un tiempo pequeño de amortiguación a media amplitud; un valor típico de este tiempo puede ser 0,6 s, es por tanto un movimiento fuertemente amortiguado. Al piloto le resulta difícil conocer su existencia, apreciándolo a veces con motivo de una ráfaga, o un accionamiento brusco de los mandos, fig. 13.55. En este caso el período es inversamente proporcional a la velocidad del avión y el amortiguamiento tanto más pobre cuanto mayor es la altitud.

En este modo se puede considerar que la velocidad es constante y que el ángulo de ataque varía apreciablemente.

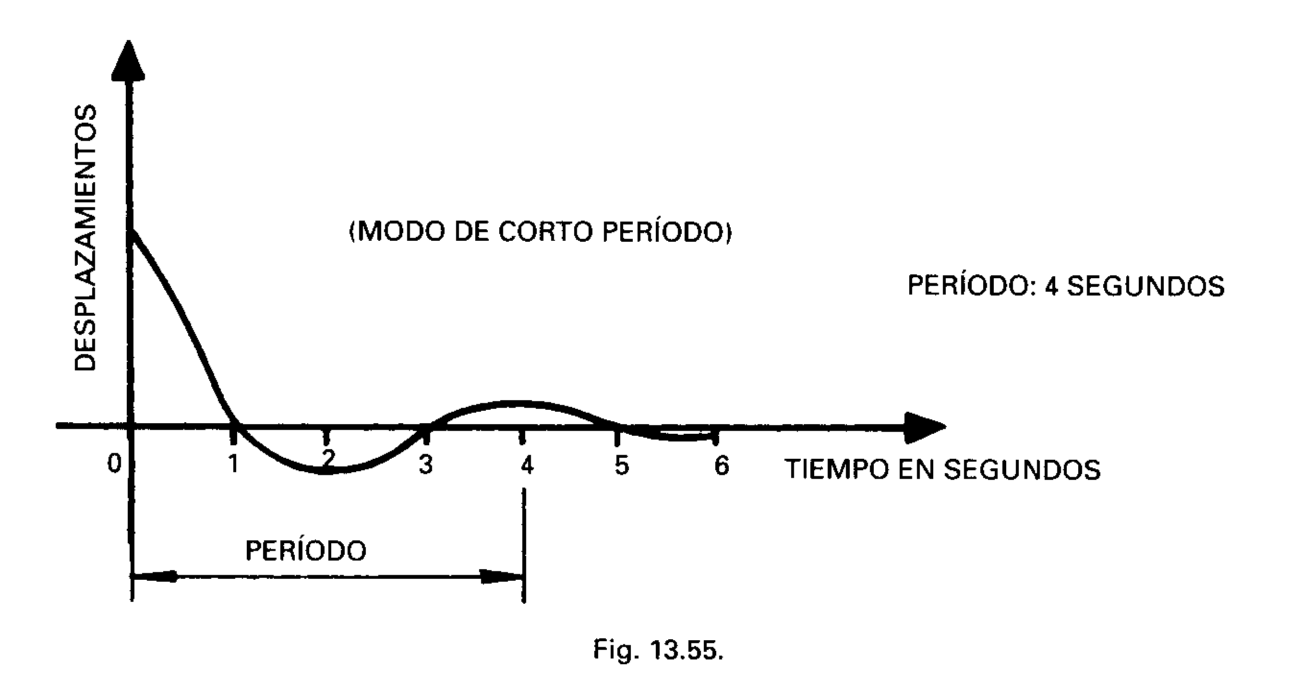


Fig. 13.55.

Con mandos libres, existen dos tipos de modos de corto período, denominados 2.° y 3.° modos con mandos libres.

El 2.° modo con mandos libres es muy parecido al 2.° de mandos fijos, excepto que tiene la posibilidad de ser poco amortiguado, e incluso no amortiguado.

Su período suele ser de 1 a 2 segundos, o menos, pudiendo coincidir con el retraso de respuesta del piloto, por lo que puede ocurrir que éste, al intentar amortiguar la oscilación (ya hemos dicho que puede darse el caso de que incluso no sea amortiguado), lo refuerce llegando a un movimiento inestable dinámicamente. Cuando este modo está neutramente amortiguado, recibe el nombre de *delfineo.*

En aviones de gran velocidad el *delfineo* puede dar lugar a unos factores de carga suficientemente grandes como para dañar el avión.

El tercer modo con mandos libres tiene un período aún más corto que el anterior, y fuertemente amortiguado, y puede dar lugar a un aleteo de timón: Consiste en un movimiento oscilatorio del timón alrededor del eje de charnela.

13.22. EL AVIÓN SIN COLA

Desde los primeros tiempos de la aviación se han construido numerosos tipos de aviones sin cola. En la actualidad existen diversos modelos, prácticamente todos ellos con alas en delta. Recordemos que el avión con plano de cola horizontal o sin ella debe ser: estable, compensable a todas las velocidades de vuelo y controlable.

En el avión sin cola, de las dos partes del avión que más influyen en la estabilidad sólo hay una: el ala. El cuadro siguiente resume lo visto en 13.3 acerca de la contribución del ala a la estabilidad luego en un avión sin cola: el ala debe debe tener un $C_{MO} > 0$ y el c. de g. estar situado por delante del c.a.

Perfil de curvatura positiva	$C_{M0} < 0$	C. g. delante del c.a.	No compensable, vuelo imposible
		C. g. detrás del c.a.	Inestable
Perfil de curvatura negativa	$C_{M0} > 0$	C. g. delante del c.a.	Compensable, vuelo posible, estable
		C. g. detrás del c.a.	Inestable, no compensable

Repasaremos lo expuesto en 13.3 acerca de conseguir un C_{MO} positivo, puede lograrse con:

- Alas rectas, sin flecha, y perfiles de curvatura negativa (lo que podría ser un ala convencional, de curvatura positiva, dada la vuelta, de forma que el intradós pase a ser el extradós y viceversa), las características de un ala de este tipo en cuanto a sustentación y resistencia serían muy pobres.
- Alas con flecha regresiva, curvatura positiva y dotadas de torsión en las puntas. De este modo aunque el C_{MO} de cada uno de los perfiles que constituyen el ala es negativo, se puede conseguir que el C_{MO} del ala sea positivo. Recordemos que C_{MO}, o si se prefiere C_{Mac} ya que es lo mismo, es el coeficiente de momento para $L = 0$ o $C_L = 0$, y si a un ala de estas características la colocamos con un ángulo de ataque tal que la sustentación neta de toda ella sea cero, lo que se puede conseguir si la parte delantera, central, da L positiva mientras que la parte trasera, puntas de las alas, da L negativa por la torsión, encontrándonos con $L = 0$ y por la distribución de las sustentaciones en las partes trasera y delantera habrá un momento de encabritado, C_{MO} positivo. En cierto modo esto es análogo a lo que expusimos en 13.5 de que en un avión incluso con $L = 0$, la cola debe producir un momento de encabritado, lo que da lugar a la necesidad de un calado diferente de las incidencias del ala y de la cola.

  En definitiva podríamos decir que las puntas de alas de un avión de este tipo hacen el papel de la cola horizontal, fig. 13.56.

  Esta solución no se suele utilizar en aviones de baja velocidad, sin embargo, sí es conveniente en aviones de alta velocidad porque la flecha contrarresta los efectos de la

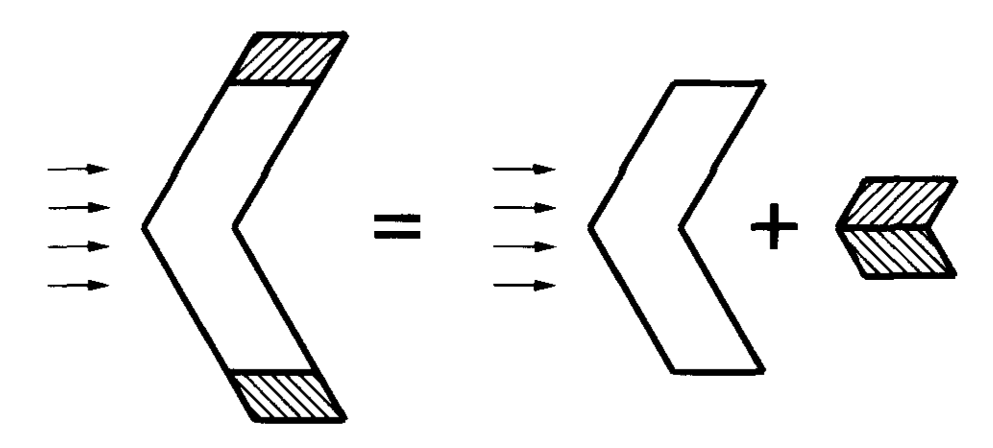


Fig. 13.56.

compresibilidad, aparte de que si se suprime la cola horizontal (dando torsión al ala) se eliminan las resistencias de interferencia cola horizontal-fuselaje.

El límite de la solución de flecha regresiva sin cola horizontal es el ala en delta de la que se tratará en el Capítulo 16.

– Alas con perfiles de doble curvatura (Vid.3.12).

En cuanto al control del avión para poder variar las condiciones de vuelo, se puede efectuar con superficies móviles de control situadas en el borde de salida del ala.

El avión sin cola tiene, como ocurre con todos los diseños, ventajas e inconvenientes: disminución del peso y de la resistencia, es una de las ventajas, el aumento de resistencia producida en el ala por la deflexión de las superficies de control es uno de los inconvenientes.

13.23. EL AVIÓN TIPO CANARD

Ya hemos visto en 13.5 que, en algunos casos, concretamente cuando el c. de g. del avión esté situado por delante del centro aerodinámico del ala, la cola tiene que proporcionar una fuerza hacia abajo, desde el punto de vista de equilibrio de fuerzas en sentido vertical, su efecto tiene que ser compensado por el incremento correspondiente de sustentación.

En el caso descrito anteriormente, si la sustentación del avión la consideramos aplicada en el centro de presiones, hay una identidad entre las fuerzas que se generan en el avión y el de una balanza tipo *romana*, fig. 13.57.

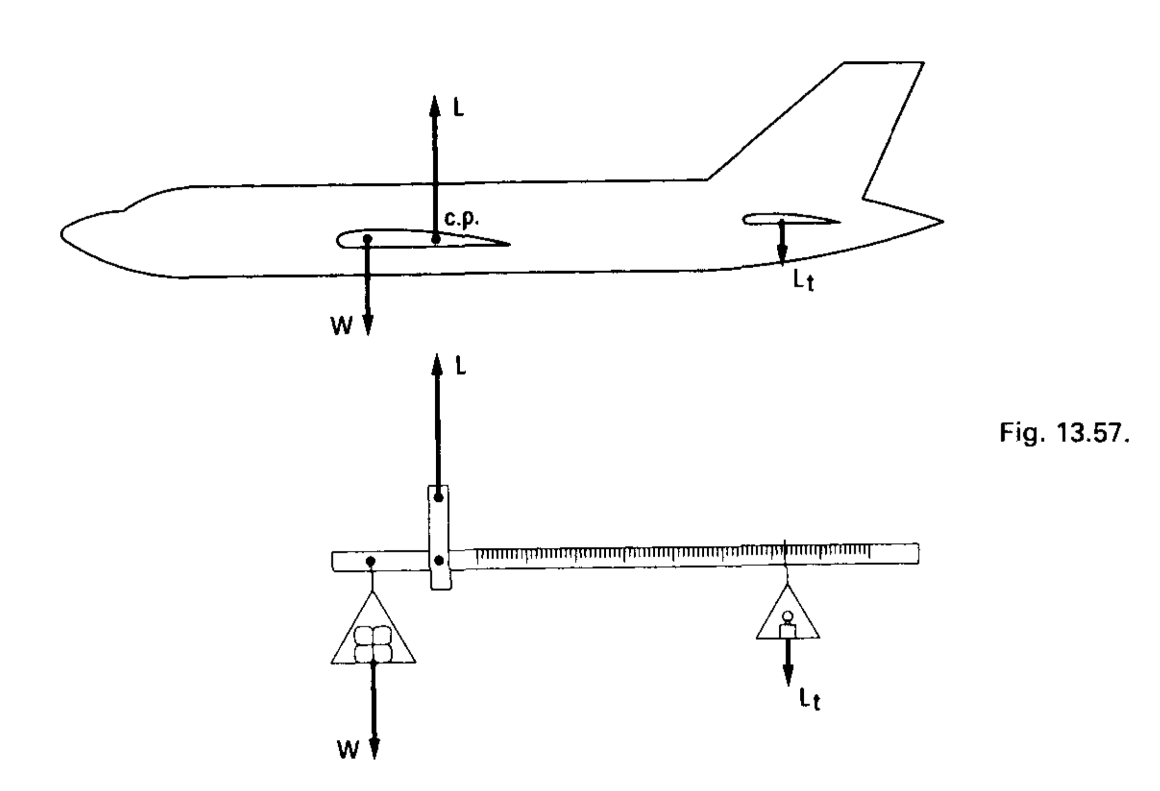


Fig. 13.57.

El avión tipo Canard, no tiene el plano horizontal de cola clásico en la parte trasera, sino que lo tiene situado por delante del ala, fig. 13.58, y que a pesar de ello lo vamos a denominar «*cola*», teniendo como ocurre con todos los diseños ventajas e inconvenientes. La «cola» está co-

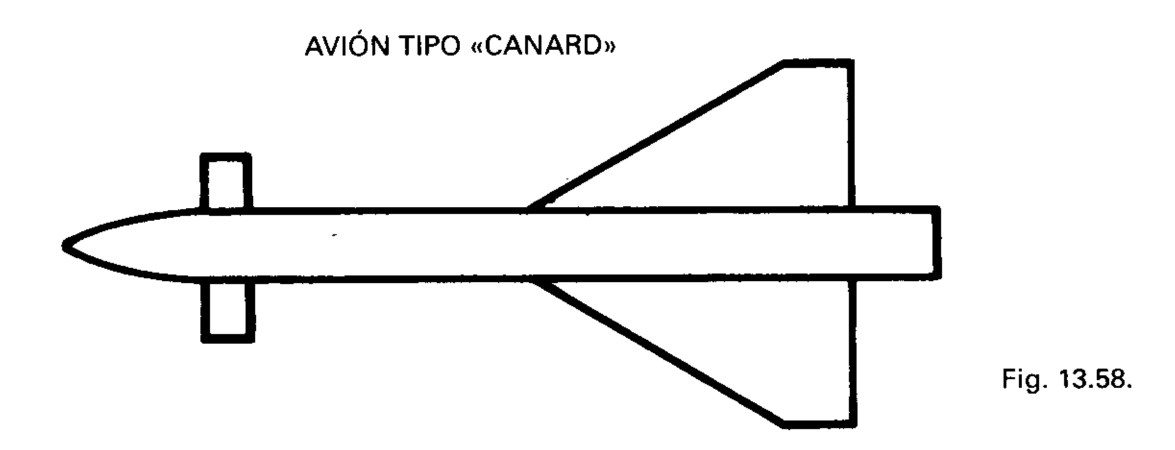


Fig. 13.58.

locada de forma que siempre produzca sustentación. Un estudio del momento que produce la «cola» y de su variación con el ángulo de ataque del ala (o con C_L) muestra que su efecto siempre será desestabilizante. La estabilidad, pendiente de la curva $C_{Mg} = f(C_L)$, tiene que venir asegurada por el ala, el c. de g. debe estar situado delante del c. a. del ala, y ser lo suficientemente elevada para contrarrestar el efecto desestabilizante de la «cola».

Como puede observarse en la fig. 13.59, e imaginando que existieran sólo la fuerza L, el momento M_{ac}, el pequeño momento M_{act} de la cola y el peso W, para cualquier posición del c. de g. por delante del c. a. del ala, el avión tendería a picar, por lo que para que el avión esté en equilibrio es necesario que la «cola» produzca una fuerza hacia arriba, L_t.

El equilibrio del avión se consigue con una ganancia de sustentación en lugar de con una pérdida de la misma.

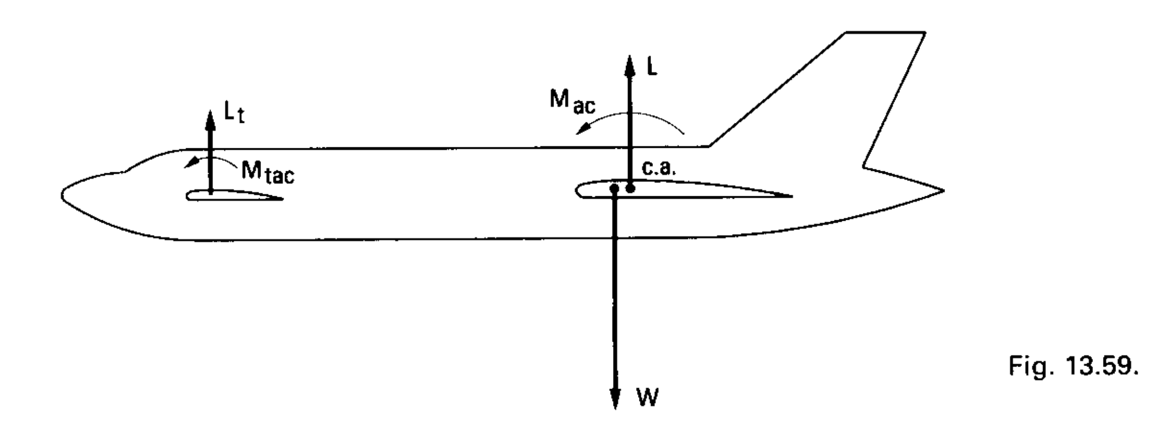


Fig. 13.59.

En la configuración Canard la «cola» desestabiliza y el ala estabiliza.

Con el avión compensado la «cola» debe tener un ángulo de ataque mayor que el ala.

Un avión Canard es difícil que entre en pérdida, ya que primero entra en pérdida la «cola» por tener un ángulo de ataque mayor que el ala, lo que produce una velocidad angular de picado que origina una componente de velocidad vertical que aumenta el ángulo de ataque tanto en la «cola» como en el ala, evitando la pérdida.

Los principales inconvenientes son:

- La visibilidad del piloto se ve reducida hacia adelante y hacia abajo, lo que puede ser importante en las maniobras de aproximación y aterrizaje.

– En los aviones convencionales hay muchos datos de la NASA referente a las barrenas, lo que no ocurre con los Canard, por lo que es necesario efectuar pruebas en *túnel de barrenas* o dejando caer aeromodelos.

Como veremos en 16.5, en régimen supersónico el c.a. se desplaza hacia atrás, en este caso la configuración Canard puede ser útil desde dos puntos de vista: primero facilita la compensación ya que para el equilibrio se necesita más sustentación en la «cola» y segundo este aumento de sustentación en la «cola» contribuye a la sustentación total.

13.24. LA SUPERPÉRDIDA

Algunos aviones, especialmente los que tienen la cola en T, pueden presentar una condición conocida como la *superpérdida (super stall o deep stall)*, en la que el avión se encuentra en una pérdida sostenida sin posibilidad de salir de ella por falta de efectividad en los mandos.

Recordemos que la tendencia normal de un avión estable en la pérdida es a picar, fig. 13.1, ya que a grandes valores de C_L, o mejor de α, C_{Mg} es negativo. Existen ciertos tipos de aviones en los que el valor del C_L en función del ángulo de ataque presenta la forma de la fig. 13.60, es decir, siguen proporcionando alguna sustentación por encima del ángulo de ataque de pérdida correspondiente al $C_{L\,máx}$.

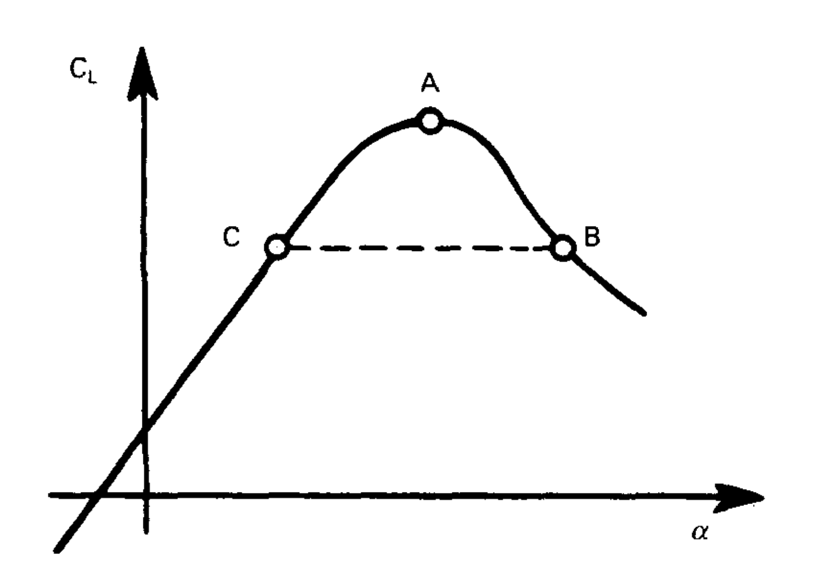


Fig. 13.60.

Un piloto que inadvertidamente pasara del ángulo de ataque correspondiente al punto *A*, por ejemplo al punto *B*, se encontraría descendiendo, y con una velocidad superior a la de pérdida, la misma que necesitaría para volar con ángulo de ataque correspondiente al punto *C*. Estaría en pérdida con una velocidad superior a la de pérdida.

Para salir de esta situación bastaría con que el piloto empujara la palanca, pero su acción resultará ineficaz si la cola horizontal está en pérdida, o dentro de la estela turbulenta del ala, hecho que puede ocurrir en algunos reactores modernos con la cola alta.

Veamos como puede pasar un avión a esta situación. Cuando el avión está próximo al punto *A* de pérdida, si es un reactor moderno con flecha acusada y no se ha podido evitar que lo primero que entre en pérdida sean las puntas, tendrá una tendencia a encabritar, en la zona alrededor del ángulo de ataque correspondiente a *A*. La curva de C_{Mg} en función del án-

gulo de ataque es la de la fig. 13.61 en donde se observa que hasta el momento de la pérdida, aproximadamente, el avión es estable longitudinalmente, pero a partir del C_L correspondiente al punto *A*, el avión es inestable, la variación de C_{Mg} es hacia valores más positivos, conforme aumenta el ángulo de ataque, hasta llegar a una zona correspondiente a los alrededores del punto *B* en donde la estabilidad es prácticamente *indiferente.*

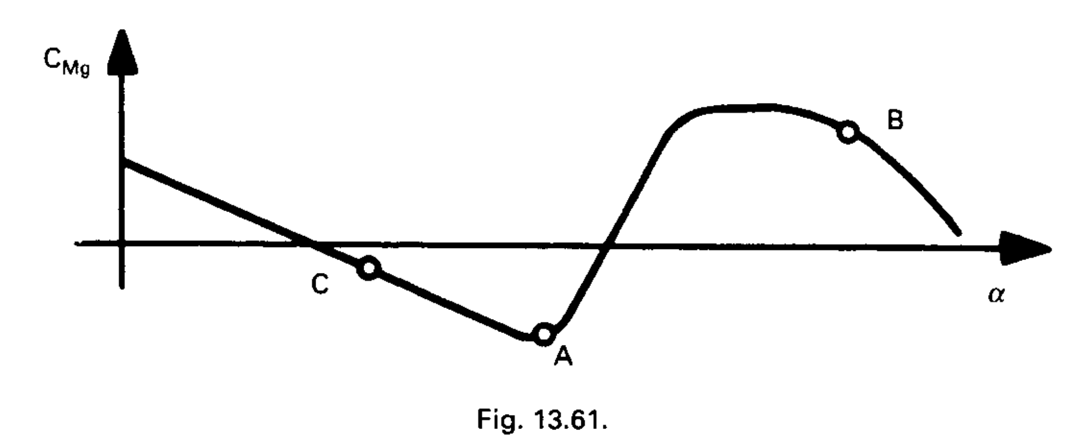


Fig. 13.61.

Debido a esta tendencia a encabritar en el momento de la pérdida normal, la cola horizontal, pasa a estar dentro de la estela turbulenta del ala, y por tanto resulta ineficaz, fig. 13.62. Si se trata de un avión de plano de cola horizontal alto, la acción del piloto debe ser por tanto anterior a esta situación; puede ocurrir que debido a la tendencia a encabritar, llegue a un punto tal como el *B*, en donde incluso el avión sea estable longitudinalmente, y con la cola fuera de la estela turbulenta del ala, pero con un ángulo de ataque tan grande (del orden de 40°) que la cola esté en pérdida, fig. 13.63, y por tanto, en una situación en la que se está prácticamente imposibilitado de salir de ella. La velocidad sería superior a la de pérdida, lo que nos hace pensar *una vez más en la utilidad del indicador de ángulo de ataque.*

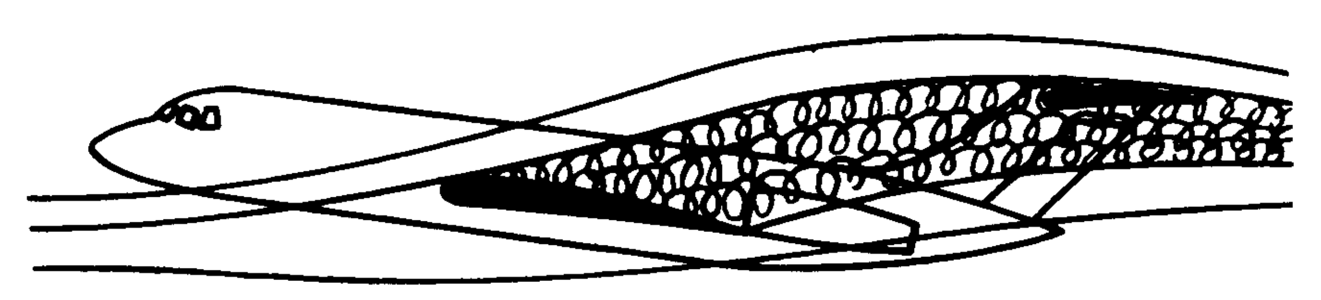


Fig. 13.62.

Para salir de una situación tal como la descrita podría pensarse en la utilización de los mandos de alabeo, que es de esperar tengan algo de efectividad, o bien el uso de los flaps, que como sabemos producen una tendencia a picar, junto con la insistencia en la palanca hacia adelante. Cabe suponer que en caso de que se certificara para volar a un avión con estas características, se dispondrá de medios adecuados para salir de dichas condiciones o para evitarlas.

En los aviones en los que se produce este tipo de pérdida es necesario disponer de medios para prevenirla. El método utilizado es el de el *empujador de palanca, stick pusher.*

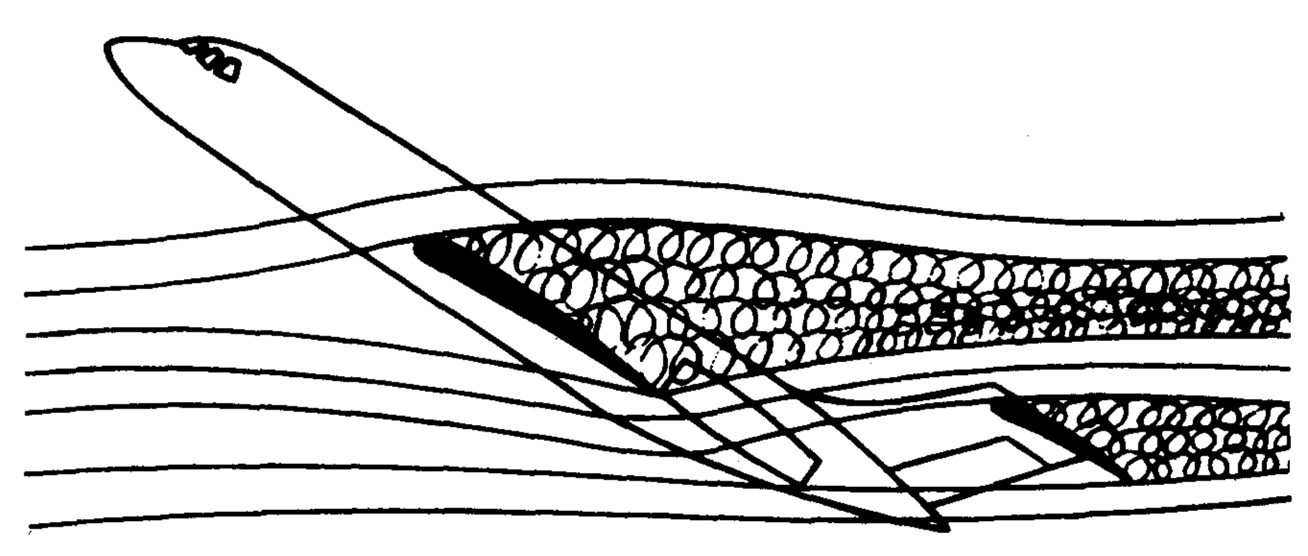


Fig. 13.63.

Lo normal es que también necesite un aviso claro de que se aproxima a la pérdida por lo cual dispondrá además de un *vibrador de palanca, stick shaker*, Vid. 9.18.

Ante una indicación clara de aproximación a la pérdida el empujador de palanca genera un movimiento brusco a ésta, hacia adelante, capaz de deflectar el timón de profundidad hacia abajo, en una magnitud y duración que deben ser las adecuadas para todas las configuraciones y para todas las posiciones del c. de g.

El sistema básicamente consiste en algún tipo de detector de ángulo de ataque, que puede ser el mismo que se utilice para el stick shaker, y un elemento de potencia capaz de suministrar fuerzas a la palanca, por ejemplo, del orden de 30 kg, la potencia puede ser suministrada por una botella de gas a presión.

13.25. CIZALLADURA DEL VIENTO. WIND SHEAR

Se conoce con el nombre de cizalladura del viento, *wind shear*, a las variaciones rápidas de su velocidad en dirección y/o intensidad, dentro de la atmósfera, y en una distancia muy corta.

Este fenómeno puede ocurrir a cualquier altitud y ser peligroso en las operaciones de despegue y aterrizaje, que son a las que nos vamos a referir ahora. La cizalladura a alturas grandes sobre el suelo se estudia en 11.4 bajo el nombre de ráfagas horizontales.

La existencia o inexistencia del viento es un hecho que desde el punto de vista aerodinámico no afecta al avión siempre y cuando el viento sea estacionario o sus variaciones muy lentas. Sólo se tiene en cuenta en aquellos casos en los que hay que considerar el movimiento respecto a tierra: navegación, deriva, longitudes de pista, etc. Sin embargo, cuando las variaciones son muy rápidas, cizalladura, el avión que está inmerso en la masa de aire no puede seguir, debido a su inercia, los cambios en la velocidad del viento, *resbalando dentro del aire* y dando lugar a los fenómenos que vamos a estudiar.

La cizalladura del viento puede estar originada por diversas condiciones meteorológicas tales como: sistemas frontales, viento fuerte de superficie, inversiones térmicas, brisas marinas, tormentas, orografía, construcciones, etc.

Los valores mayores de la cizalladura se suelen dar en las tormentas y en los chaparrones. Se considera una cizalladura importante, *severe windshear*, cuando los cambios en la velocidad horizontal del aire son mayores de 15 kt o de 500 ft/min en la vertical.

Cuando existen condiciones meteorológicas que den lugar a corrientes de aire de tipo convectivo, como en las tormentas y en los chubascos, existe la probabilidad de que se produzcan corrientes descendentes muy fuertes conocidas con el nombre de *microbursts*, su anchura puede ser del orden de 3.000 ft. Cuando estas corrientes descendentes alcanzan el suelo se extienden horizontalmente sobre una zona que puede alcanzar de 6.000 a 12.000 ft, y generar unos torbellinos de eje horizontal que pueden alcanzar una altura de 2.000 ft sobre el terreno. La configuración de estos torbellinos puede ser simétrica, fig. 13.64, o asimétrica, fig. 13.65.

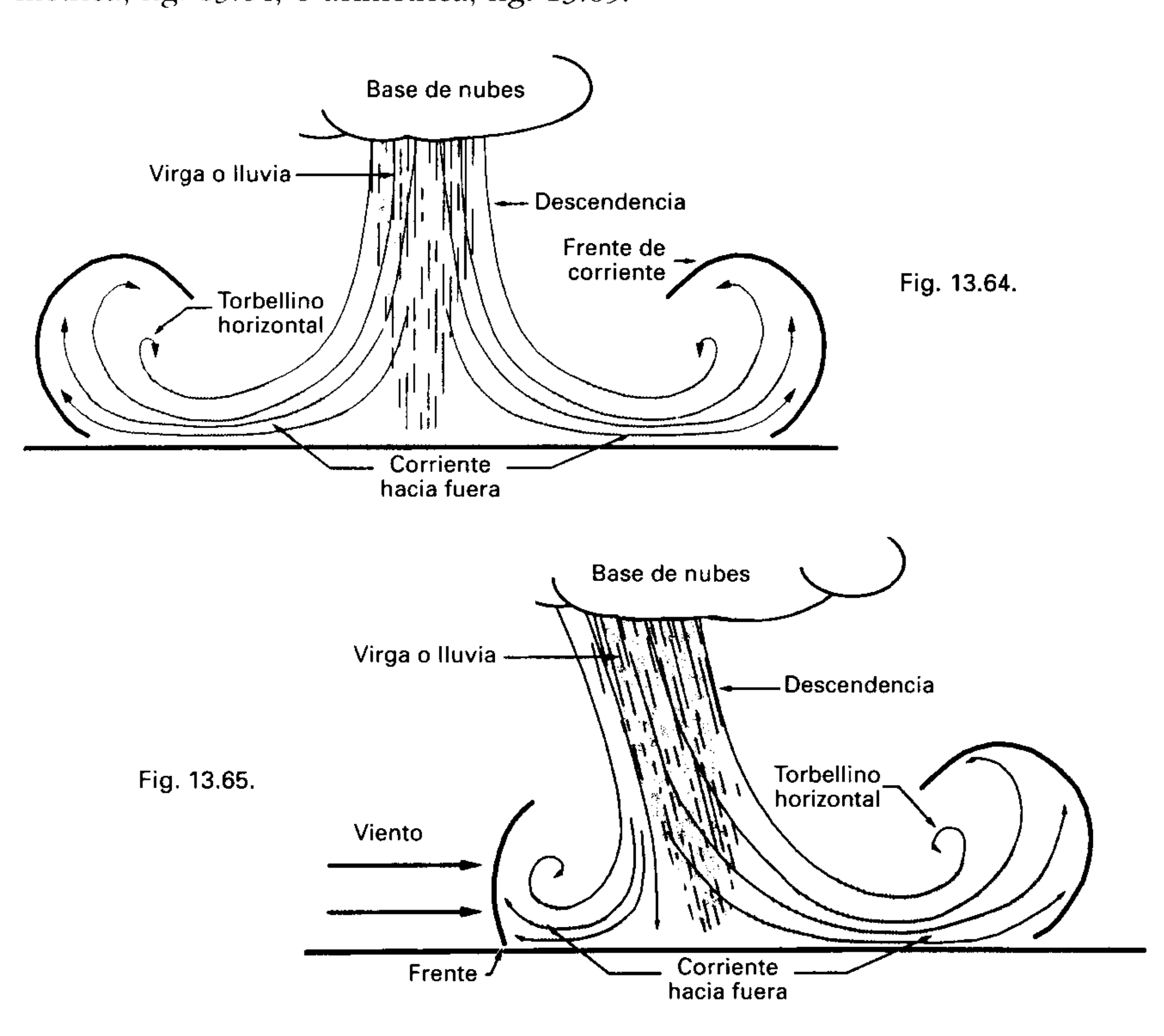


Fig. 13.64.

Fig. 13.65.

Es posible encontrar un microburst sin signos de tormenta, especialmente en climas secos, la mayor parte de los microbursts se disipan de 10 a 20 minutos después del contacto con el suelo.

Una cizalladura horizontal que incremente la velocidad del viento en cara (o disminuya la componente de viento en cola), se traduce en un aumento de la velocidad del avión respecto al aire, la IAS, como consecuencia el avión tiende a encabritar para retornar a su velocidad de compensación, las actuaciones del avión mejoran. Una cizalladura que incremente la velocidad de viento en cola (o disminuya la del viento en cara) significa una disminución de la IAS, tendencia del avión a picar para recuperar la velocidad de compensación y un empeoramiento de las actuaciones.

Efecto de la cizalladura en el despegue

Empecemos suponiendo que el avión está sobre la pista durante el recorrido de despegue.

Si existe una cizalladura que produce un aumento del viento en cola, dará como resultado una IAS menor que la normal, y como consecuencia una sustentación también menor que retrasa la capacidad del avión para despegar las ruedas del suelo y el posible despeje de obstáculos. La única indicación de existencia de cizalladura que probablemente tendrá el piloto será la de una aceleración menor que la normal durante el despegue, que hará que V_R se alcance a una distancia mayor de la suelta de frenos (y más cerca del final de la pista). Una forma de paliar estos efectos negativos puede ser aplicar empuje o potencia al máximo, especialmente si se está utilizando un procedimiento de empuje reducido de despegue. Los fenómenos descritos podrían dar lugar a que un piloto no tuviera más remedio que efectuar la rotación del avión a una velocidad algo inferior a la V_R calculada, porque se le acaba la pista, lo que no se debe hacer bajo ningún concepto en condiciones normales, y con el consiguiente riesgo de tocar con la cola en el suelo y de alterar las actuaciones calculadas del avión en cuanto a distancia hasta alcanzar los 35 ft de altura y ángulo y *R/C* de subida inicial.

Pasemos ahora a analizar el efecto de una cizalladura que aumente el viento en cola después de V_{LOF} fig. 13.66.

Al principio los valores de la IAS, actitud del avión, *R/C* y altitud, parecen normales, pero al empezar a disminuir la IAS, para recuperar su valor se tiende a reducir el ángulo de asiento, θ (ángulo del eje del avión con la horizontal), lo que significa menor altitud y una trayectoria que podría llevar al avión contra el suelo, para evitarlo el piloto tendría que tirar de la palanca, normalmente con una fuerza grande, aunque esta acción correctora pudiera ser tardía para evitar el contacto con el suelo. La solución estribaría en aceptar la

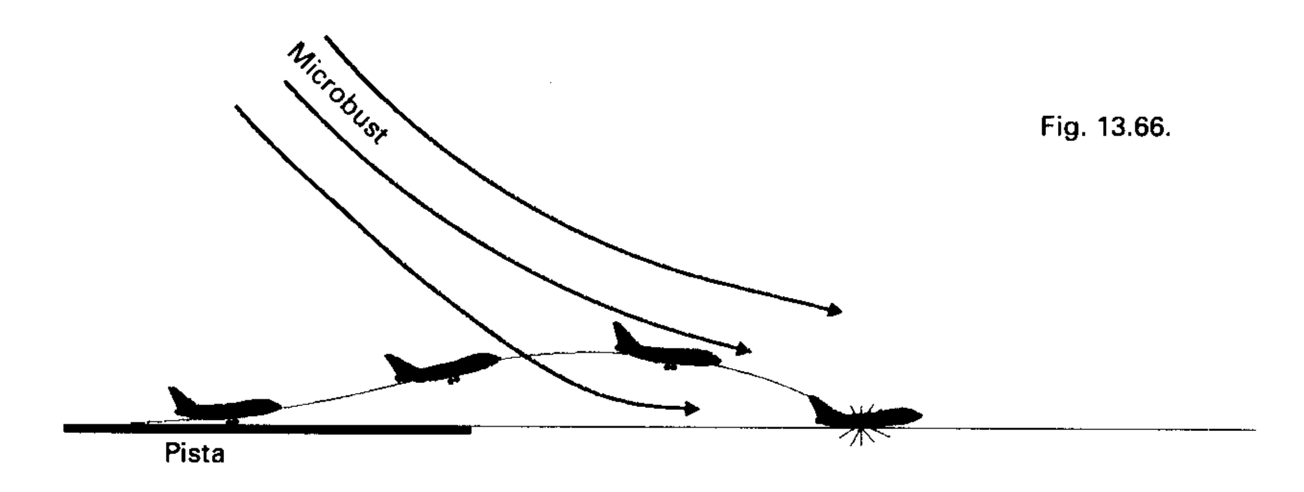


Fig. 13.66.

disminución de la velocidad, IAS, durante algún tiempo, y la consiguiente degradación de actuaciones del avión, controlando éste en cabeceo no permitiendo que el ángulo de asiento caiga por debajo de su valor normal.

Si la cizalladura en el despegue es tal que lo que produce es un aumento del viento en cara, resultará en un incremento de la IAS, un incremento de la sustentación, un momento de encabritado, una disminución de la GS y una mejora de las actuaciones del avión lo que no debe causar ningún problema.

Efecto de la cizalladura durante la aproximación

Una cizalladura que produzca un aumento del viento en cola (o una disminución del viento en cara) durante la aproximación puede conducir a situaciones peligrosas, fig. 13.67. Las consecuencias de la cizalladura son disminución de la IAS, aparición de un momento de picado y que la trayectoria del avión esté por debajo de la senda deseada. El avión va lento y bajo. La única solución es la de meter gases, si esta acción se ha hecho a tiempo para recuperar la IAS y la senda antes de tocar el suelo, el piloto debe reducir gases para no hacer una toma de tierra larga.

Si durante la aproximación se experimenta un aumento grande o rápido de la IAS, especialmente en condiciones en las que sea presumible la existencia

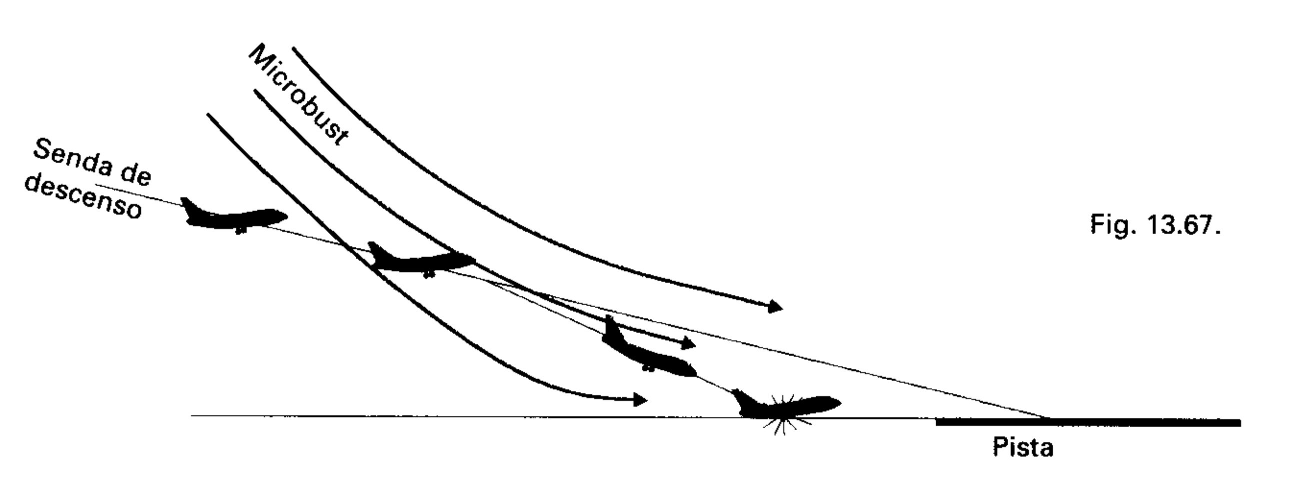


Fig. 13.67.

de corrientes convectivas, se debe considerar la posibilidad de una futura disminución de la IAS, y puede ser una razón para no continuar la aproximación. A pesar de ello como los microbursts son frecuentemente asimétricos y *el viento en cara no siempre está presente*, puede presentarse la cizalladura con aumento del viento en cola sin el aviso previo de un incremento de la IAS.

Cizalladura vertical

En cada microburst existe una zona de viento vertical cuya intensidad aumenta con la altitud. Las mayores intensidades se encuentran normalmente por encima de los 500 ft sobre el suelo. En el centro del microburst se pueden encontrar descendencias sostenidas con velocidades del orden de 300 ft/min. Otra zona en la que es posible encontrar cambios rápidos en la velocidad vertical del viento es en la de los torbellinos de eje horizontal asociados a los microbursts y que quizá son más críticos para el avión que la zona de descendencia sostenida, fig. 13.68. Un avión volando a través de los torbellinos experimentará encuentros sucesivos con ascendencias y descendencias, que resultan en fluctuaciones del ángulo de asiento y del ángulo de ataque.

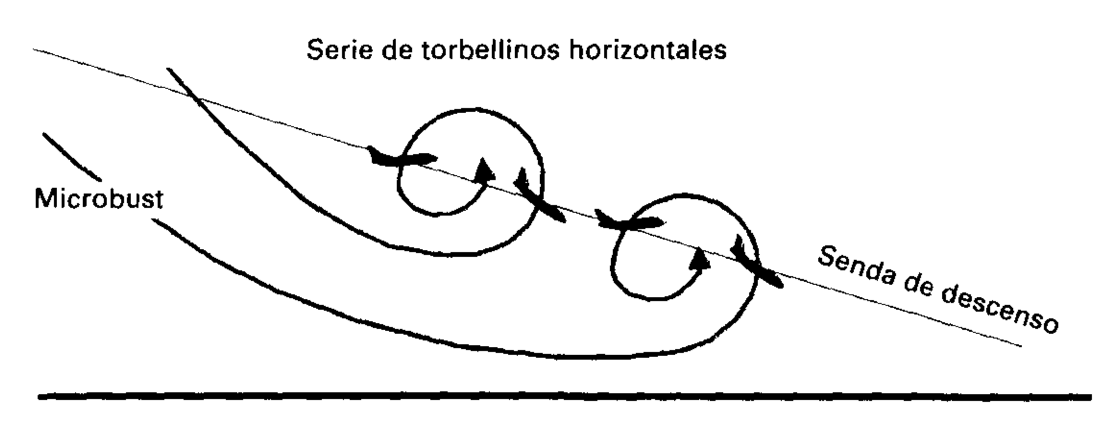


Fig. 13.68.

Cizalladura cruzada

Cuando la cizalladura afecta al avión lateralmente se pueden originar movimientos de alabeo y/o guiñada de magnitud considerable que pueden exigir actuaciones de control rápidas sobre los alerones y el timón de profundidad.

Efecto de la cizalladura sobre los sistemas del avión

Altímetros. El altímetro barométrico puede suministrar informaciones deformadas a causa de las variaciones de presión dentro del microburst.

Indicador de velocidad vertical. VSI. Si es de tipo barométrico ya sabemos que actúa con retardo, que puede llegar a ser de segundos, y por tanto indi-

car que el avión sube cuando ya ha empezado a descender, si además estamos en un microburst se añaden los errores que se producen en las tomas estáticas debidas a la existencia del mismo. Si el VSI está basado en una Unidad de Referencia Inercial (IRU), este problema desaparece.

Indicador de ángulo de ataque. Se ha mencionado anteriormente que pueden ocurrir grandes fluctuaciones del ángulo de ataque, especialmente en la zona de torbellinos de eje horizontal asociados al microburst, esto hace que el piloto no pueda controlar el ángulo de ataque para que tenga un valor determinado.

Vibrador de palanca (Stick shaker). El vibrador de palanca está controlado por el valor del ángulo de ataque, si las fluctuaciones que experimenta éste son grandes, puede ocurrir que se active el vibrador de palanca así como cualquier otro dispositivo de aviso de pérdida.

Recuperación de una cizalladura

Se deben de seguir las técnicas de recuperación del wind shear recomendadas por el fabricante. Como normas de tipo general tanto despúes de V_{LO} como en aproximación son las siguientes.

- En aproximación, si es posible, lo mejor como medida de precaución es interrumpir la maniobra e irse al aire.
- Meter los gases necesarios sin titubeos.
- Como técnica de control longitudinal se aconseja mantener un ángulo de asiento θ de unos 15°, aunque respetando siempre los avisos del vibrador de palanca. Si la trayectoria o la pérdida de altitud no fueran aceptables después de mantener ese ángulo de asiento y no hubiera aviso del vibrador se puede aumentar θ en incrementos suaves y pequeños.
- Una vez subiendo y pasado el peligro de contacto con el suelo se puede ir aumentando la IAS reduciendo suavemente θ.

13.26. TIPOS DE SISTEMAS DE MANDOS DE VUELO

Se pueden definir los sistemas de mandos de vuelo de un avión como el conjunto de todos los dispositivos mecánicos, hidráulicos y eléctricos que convierten los movimientos que el piloto efectúa sobre los mandos del avión en deflexiones de las superficies de control. A través del sistema de mandos de vuelo, el piloto puede variar las velocidades tanto lineales como de giro respecto a cada uno de los ejes del avión.

Los sistemas de mandos de vuelo se pueden clasificar en tres tipos:

Sistemas convencionales, en los que el piloto por las acciones ejercidas en la palanca y los pedales a través de sistemas mecánicos clásicos, como son cables, varillas, poleas, palancas, etc., mueve los timones de profundidad y de dirección, y los alerones. Son sistemas de control *reversibles*, el piloto siente las cargas aerodinámicas que se originan en las superficies de control y suministra todas las fuerzas necesarias para moverlas. Los sistemas que se han venido estudiando a lo largo de estos capítulos, con los diferentes medios de compensación tab, muelles, contrapesos, etc., pertenecen a este tipo.

Sistemas de mando asistidos (power-boosted), en los que el piloto suministra sólo parte de la fuerza de control necesaria para vencer los momentos de charnela que se originan en las superficies de control, existiendo un sistema de potencia en paralelo que proporciona el resto de la fuerza. La relación de fuerzas piloto/sistema de potencia puede ser desde 1 a 15 hasta 1 a 30. Estos sistemas se consideran *reversibles*, y si el sistema de potencia fallara, el piloto podría controlar el avión a través del sistema mecánico, pero con una fuerza considerablemente mayor.

Sistemas de control completamente operados con potencia, son *irreversibles*, el piloto no tiene conexión directa con las superficies de control, y los momentos originados en ellas no le llegan, y por tanto no los siente. El piloto al mover un mando en la cabina actúa sobre algún dispositivo electrónico, hidráulico, etc., que mueve a su vez la superficie de mando. En estos sistemas es absolutamente imprescindible el uso de un sistema de sensación artificial, de modo que el piloto sienta unas fuerzas que deben ser proporcionales a la deflexión de la superficie y al cuadrado de la velocidad. En los aviones que alcanzan grandes velocidades, las magnitudes de las fuerzas hacen que prácticamente sea éste el tipo de sistema empleado.

Tanto si el sistema de control se opera total o parcialmente con potencia, se suelen utilizar algunos de los métodos de compensación que hemos estudiado.

Las figs. 13.69 y 13.70 muestran ejemplos muy simples de sistemas total y parcialmente operados con potencia.

En los aviones grandes, y en los que vuelan en régimen transónico o supersónico, está tótalmente extendido el uso de sistemas de control operados con potencia. Los motivos son los elevados valores de las fuerzas que se tendrían que ejercer para mover los mandos manualmente y su rápida variación con la velocidad.

Por motivos de seguridad en estos aviones deben existir varias fuentes generadoras de potencia, normalmente tantas como motores tiene el avión y cada una movida por un motor diferente, existiendo además como dispositivos

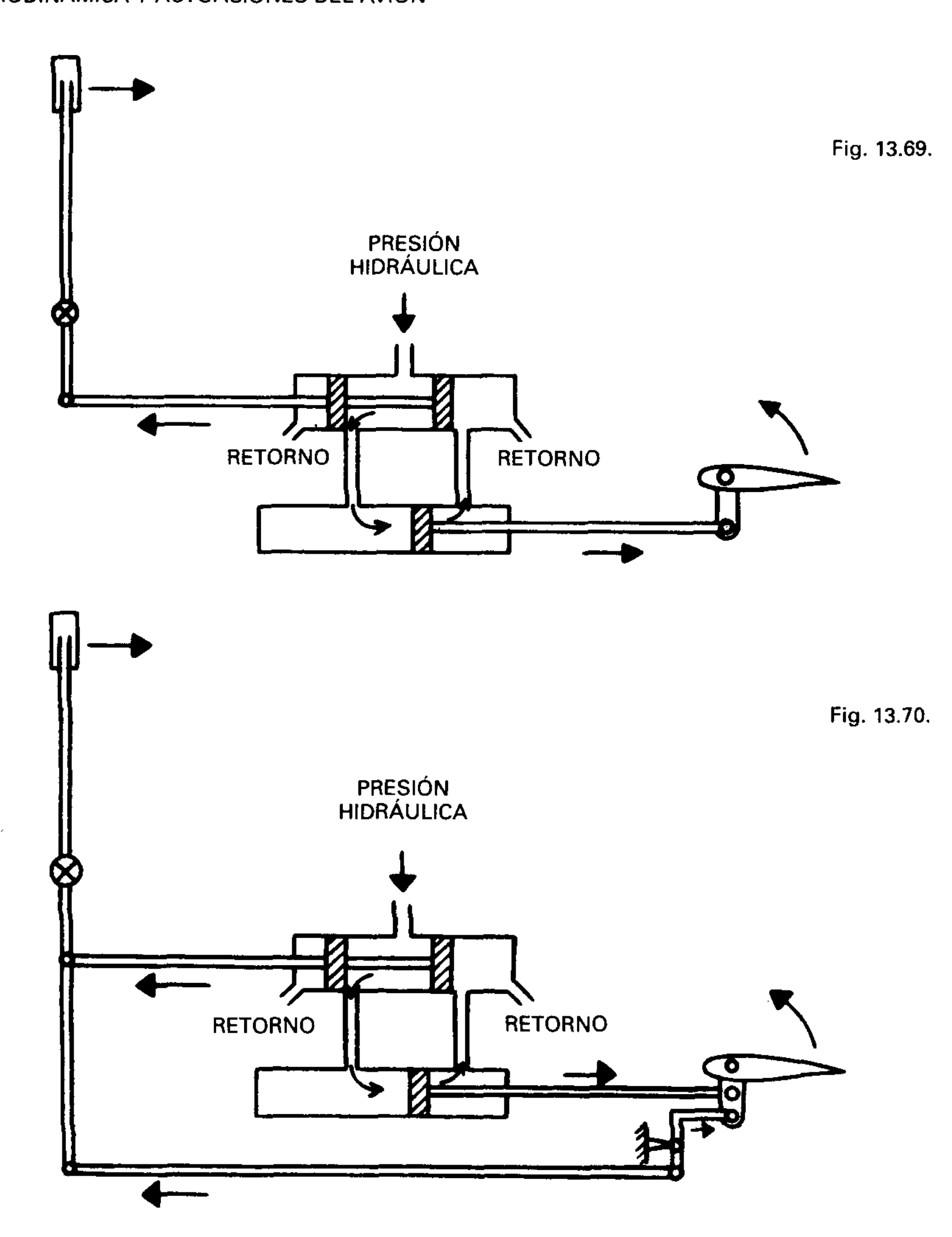


Fig. 13.69.

Fig. 13.70.

de reserva turbinas, que en caso necesario, se despliegan fuera del avión para ser movidas por la corriente de aire. Por otro lado cada superficie de control puede moverse por más de un sistema de potencia.

Además de la clasificación que hemos efectuado en tres tipos diferentes de los sistemas de control, se podría considerar otra más, la conocida como

fly-by-wire, FBW, en la que el piloto controla el movimiento del avión por medio de señales eléctricas. Al mover los mandos se originan señales eléctricas que se envían a través de cables, sustituyendo los métodos mecánicos que tradicionalmente ligaban la palanca con el resto del sistema. Por supuesto que el sistema tiene que ser redundante, ya que un fallo del sistema dejaría completamente sin control al avión. La redundancia no sólo debe ser para el sistema en sí, sino también para las fuentes de alimentación eléctrica. En algunos aviones con este tipo de control, caso de fallo del sistema FBW se pasa a un sistema de mandos de vuelo con conexiones mecánicas, al menos para los mandos esenciales de vuelo. Estos sistemas de reserva de tipo mecánico se han utilizado en el Concorde y en el GDF-111.

La técnica del FBW se está extendiendo. El B-767 lo utiliza para el sistema de control de los spoilers, permitiendo tener unas características óptimas de control lateral, reduciendo peso y congestión mecánica (eliminación de cables, poleas, soportes, etc.) lo que significa también disminución en costes, mantenimiento, repuestos, etc. El A-320 es el primer avión comercial totalmente equipado con FBW habiendo obtenido la certificación de varios países europeos y del FAA.

Si las señales eléctricas del FBW están en forma digital y se tratan adecuadamente en un computador, se pueden volar aviones inestables, a causa de la gran rapidez con que se pueden efectuar ajustes en la posición de las superficies de control (por ejemplo, 40 veces por segundo).

Con el gran desarrollo alcanzado en la tecnología de las fibras ópticas, se han empezado a proyectar nuevos sistemas de control, que utilizan la luz en lugar de la electricidad para el envío de señales de control, este sistema se denomina *fly-by-light*, FBL.

Los conductores utilizados son tan finos como un cabello, siendo posible diseñar sistemas tan ingeniosos que si falla una determinada senda del haz luminoso o incluso una red completa, se asegura que la información llega a los puntos de destino (por ejemplo, servomotor de un alerón) por rutas alternativas.

Últimamente se está utilizando el concepto de Control Configured Vehicle, CCV, concepto que se aplica a aquellos aviones con control FBW, en los que además las superficies de mando y dispositivos hipersustentadores se mueven de modo que las fuerzas y momentos aerodinámicos aumenten o disminuyan para que mejoren las actuaciones y la maniobrabilidad del avión.

El término CCV indica que el proyecto del avión está en gran parte determinado por los sistemas de control y estabilización que se van a utilizar. El origen del término CCV proviene de aquellos aviones proyectados con uno o más sistemas de control y cuyo fin es el de mejorar aspectos diferentes que el del propio control. Así, por ejemplo, el objetivo puede ser reducir la resistencia, reducir el peso, mejorar la maniobrabilidad, mejorar el confort del vuelo y/o alargar la vida del avión.

A continuación enumeramos una serie de conceptos que forman parte del CCV:

- Sistemas de aumento de la estabilidad (SAS, Stability Augmentation Systems). Se verá en 13.28.
- Control de carga en las maniobras (MLC, Maneuvre Load Control). Se trata de redistribuir la sustentación a lo largo de la envergadura mediante el uso de deflexiones de las superficies de control. Por ejemplo, para que el momento de flexión en el encastre disminuya.
- Aligeramiento de las cargas por ráfagas (GLA, Gust Load Alleviation). Por medio de deflexiones de las superficies de control, se pueden reducir las cargas producidas por las ráfagas.
- Reducción de la fatiga (FR, Fatigue Reduction).
- Modo de control del flameo, *flutter* (FMC, Flutter Mode Control). Deflectando las superficies de control se pueden amortiguar las vibraciones del flutter.
- Control del traqueteo (Ride Control). Encaminado a mejorar el confort y la seguridad de los pasajeros y de los tripulantes.

13.27. SISTEMAS DE SENSACIÓN ARTIFICIAL

Vamos a ennumerar algunos de los sistemas más utilizados, pero previamente consideraremos algunas de las características que afectan a la sensación del piloto.

Umbral de fuerza: Fuerza necesaria para que la palanca empiece a moverse. Es debido a la fricción en el sistema, su existencia puede dar lugar a que una vez reducido el umbral de fuerza se apliquen fuerzas excesivas.

Histéresis (Backlash): El juego que existe entre los diferentes componentes mecánicos del sistema, origina que existan regiones en las que pequeños movimientos de la palanca no produzcan ningún movimiento de la superficie de mando.

Centrado de la palanca: En un sistema irreversible es de la máxima importancia que la palanca y la superficie de mando vuelvan a la posición de compensación, cuando se suelta aquella. En los sistemas reversibles, el centrado de la palanca lo producían los momentos de charnela. En los irreversibles puede ocurrir que al soltar el piloto la palanca, las válvulas del sistema hidráulico del mando no quedan centradas y éste continúe moviéndose, todo ello a causa de las fricciones.

Veamos ahora algunos de los sistemas de sensación artificial utilizados.

Sistema de Sensación Q: En él se consigue que la fuerza en la palanca varíe con la presión dinámica, $q = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2$.

Se utiliza especialmente en los mandos longitudinales. El sistema está basado en una cápsula aneroide que mide la diferencia entre la presión total y la estática: q. La variación de q se utiliza para variar la fuerza en la palanca proporcionalmente a su valor, a través de dispositivos mecánicos.

Sistema de sensación por muelle: Consta de un muelle que se comprime con el movimiento de la palanca, y suministra al piloto una sensación proporcional al valor de la deflexión de la superficie de control. Gran parte de los sistemas de control utilizan muelles con respuesta no lineal, de modo que la variación de fuerza en la palanca sea mayor para desplazamientos pequeños de las superficies de mando que para desplazamientos grandes. En los sistemas de sensación sólo con muelle se corre el peligro de someter al avión a cargas considerables, por faltar la sensación de la velocidad.

Sistema de sensación combinado Q-muelle: Además de la cápsula aneroide, el sistema irá provisto de un muelle, con lo que se consigue que el sistema proporcione sensación dependiente tanto de la velocidad como de la deflexión de la superficie de mando.

El sistema de sensación Q, se utiliza especialmente en el mando de profundidad. En los aviones supersónicos este sistema de sensación se elimina en régimen transónico de modo que en velocidades supersónicas quede sólo el sistema de sensación por muelle.

Otros sistemas de sensación artificial constan de mecanismos que hacen que la fuerza en la palanca varíe con una potencia de la velocidad diferente de V^2 por ejemplo con V o V^3. Algunos de estos sistemas han sido empleados por los ingleses.

En caso de que no hubiera sensación o estuviera muy degradada, con el objeto de que el avión responda con menor amplitud a movimientos pequeños de la palanca, convendría que el c. de g. estuviera delantero. Si hay pérdida completa de la sensación, las peores condiciones son c. de g. muy trasero y vuelo a altitud elevada.

Sistema de muelle precomprimido, más que como sistema de sensación artificial se utiliza para mejorar los problemas originados por un mal centrado de la palanca. El sistema consta de un muelle inicialmente comprimido, colocado dentro de un cilindro, fig. 13.71, de forma que la fuerza que ejerce la compresión inicial, sea la necesaria para vencer la fricción, logrando un buen centrado de la palanca. El muelle está colocado de forma que la fuerza de compresión inicial se manifieste en las dos direcciones, y cuando el piloto quiera mover la palanca en cualquier sentido tenga que suministrar dicha fuerza. Este sistema tiene el inconveniente de que el umbral de fuerza aumenta en una magnitud igual a la de compresión del muelle.

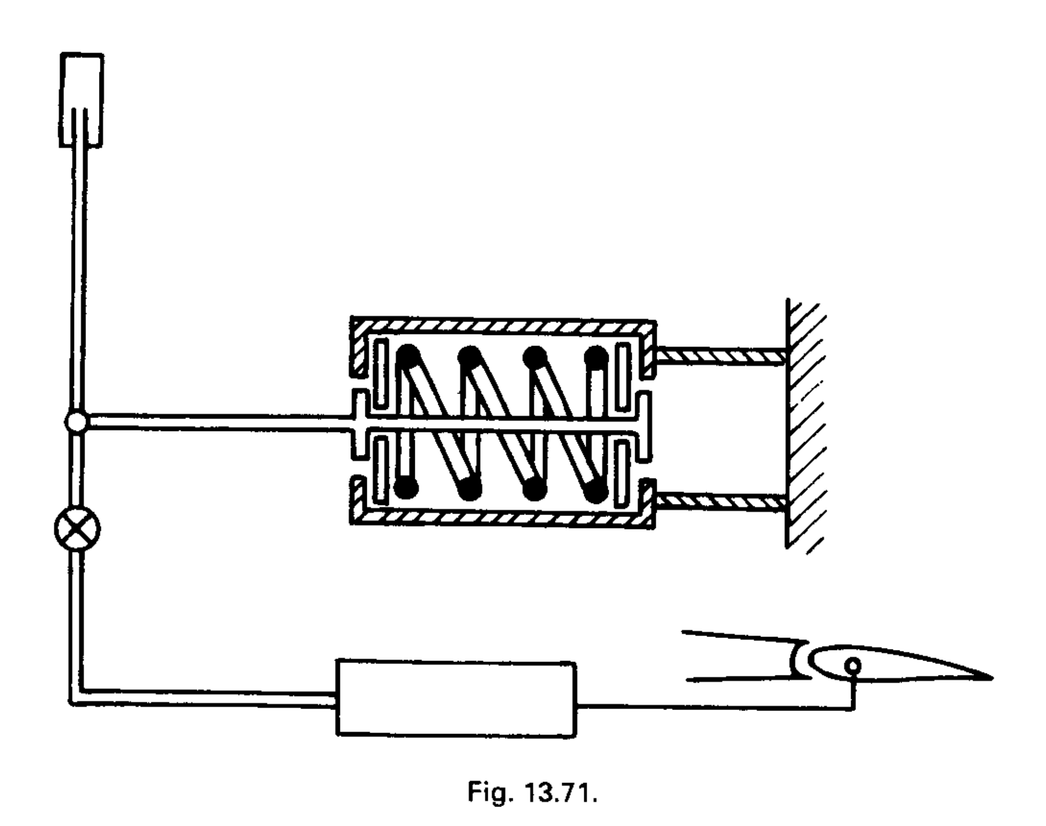


Fig. 13.71.

13.28. SISTEMAS DE AUMENTO DE LA ESTABILIDAD

Suele ser frecuente que en algún régimen de vuelo las características de estabilidad no sean satisfactorias, bien porque la amortiguación de algún modo sea pequeña, o porque se presenten inestabilidades estáticas o dinámicas. Este hecho viene siendo más acusado cuanto más compactos se construyen los aviones, ya que esto da lugar a que las fuerzas y momentos aerodinámicos que producen amortiguación sean menores.

Los sistemas de aumento de la estabilidad son aquellos que modifican la estabilidad del avión por medio del desplazamiento automático de las superficies de mando.

La forma más simple de aumento de la estabilidad es aquella en la que se aumenta la amortiguación de un modo de oscilación. Para ello, es necesario un sensor que determine la velocidad de rotación, un giróscopo de régimen, y que el control se ejerza oponiéndose al movimiento. Así, si el avión es inestable o con poca amortiguación en el movimiento longitudinal, será necesario medir la velocidad angular de cabeceo, y originar una deflexión del timón de profundidad que se oponga a ella.

El compensador de cabeceo, *Mach pitch trim compensator*, del que se habló en 8.6, puede considerarse también como un sistema de aumento de la estabilidad, o quizá mejor un corrector de estabilidad.

El aumento de la estabilidad puede conseguirse por medios diferentes al expuesto, por ejemplo, variando la posición del c. de g. del avión, para lo que puede utilizarse un desplazamiento de la posición del combustible en sentido longitudinal.

En los sistemas de aumento de estabilidad, es necesario prever las consecuencias de un fallo del sistema, si éste no tiene el grado de redundancia necesario, el fallo no deberá producir sobrecargas estructurales, ni pérdida del control por parte del piloto, y por supuesto el avión debe conservar unas características satisfactorias de maniobrabilidad.

En el caso de estabilidad lateral-direccional se suelen utilizar sistemas de aumento de la estabilidad, especialmente en el *balanceo del holandés* (Vid. 14.17).

14

Estabilidad direccional y lateral

14.1. INTRODUCCIÓN

Hasta ahora, hemos supuesto que la trayectoria del avión estaba en su plano de simetría. En la estabilidad direccional, se estudia el caso en el que la trayectoria de vuelo no esté en dicho plano. El ángulo que formará el eje longitudinal del avión con el viento relativo se denomina ángulo de resbalamiento: β. El ángulo de guiñada ψ es el que forma el eje longitudinal del avión con una determinada línea azimutal tomada como referencia. En la fig. 14.1, se aprecia la diferencia entre ambos y sus sentidos positivos, β es positivo cuando el avión resbala hacia la derecha, o si se prefiere el viento relativo le llega por la derecha, y ψ es positivo cuando el morro del avión está a la derecha de la dirección azimutal, tomada como referencia en un instante determinado.

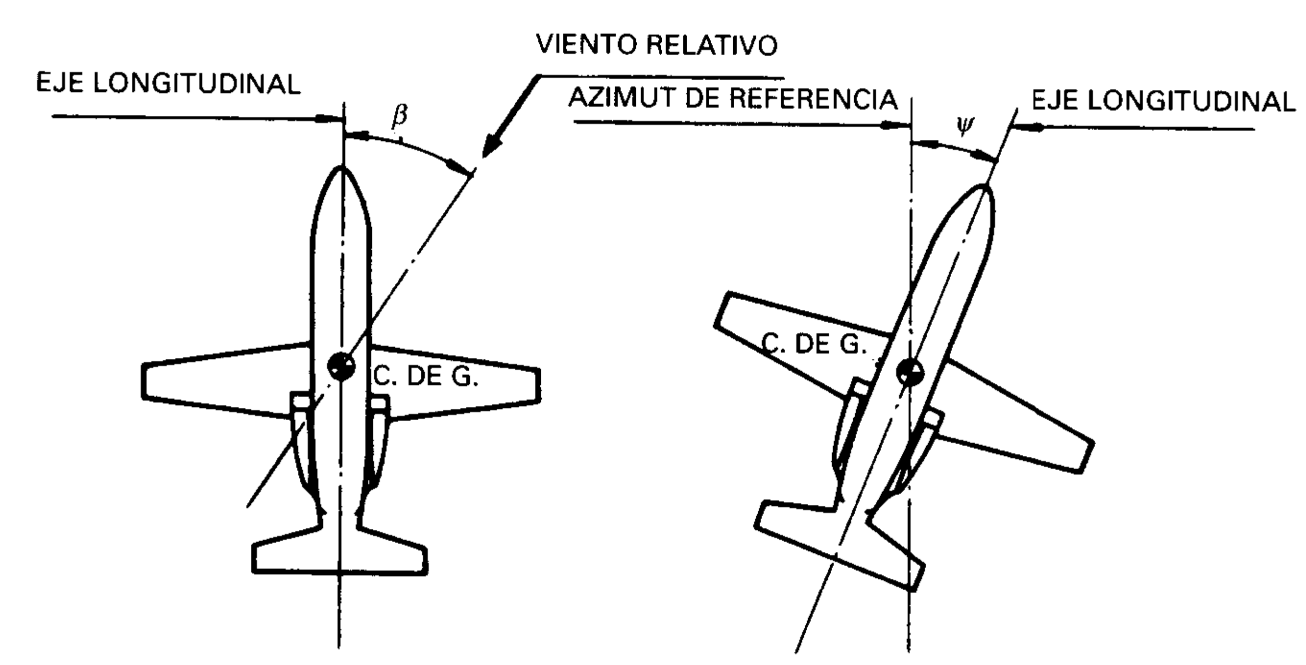


Fig. 14.1.

Desde el punto de vista de estabilidad, el ángulo que interesa en vuelo es el β, y para ensayos en túnel ψ.

En el caso de trayectoria rectilínea si dichos ángulos experimentan variaciones, éstas son iguales y de signo contrario: $\Delta\beta = -\Delta\psi$.

Como ya indicamos en 12.6, el estudio de estas estabilidades es más complejo que el del movimiento longitudinal, a causa de que no pueden separarse los movimientos. Los movimientos de balanceo originan momentos de guiñada y viceversa. Existe un fuerte acoplamiento entre ambos movimientos.

14.2. ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

Empezaremos estudiando el efecto de un ángulo de resbalamiento β, existirá estabilidad estática direccional si el avión tiende a volver a su posición de compensación de ángulo inicial de resbalamiento (normalmente cero), después de haber sufrido una perturbación.

Antes de continuar diremos que la existencia de un ángulo de resbalamiento afecta al avión de 2 formas diferentes:

- Originando momentos de guiñada, concerniendo por tanto a la estabilidad direccional. Se estudia en este apartado.
- Originando momentos de alabeo, interesa en la estabilidad lateral. Normalmente se denomina efecto del diedro y se estudiará más adelante.

Siguiendo el apartado 12.2, fig. 12.1, podemos escribir que el momento de guiñada N es:

$$N = C_n \cdot q \cdot S \cdot b \qquad [14.1]$$

en donde:

N = Momento de guiñada.
C_n = Coeficiente de momento de guiñada.
q = Presión dinámica.
S = Superficie de las alas.
b = Envergadura.

De forma análoga a la estabilidad longitudinal, la direccional se interpreta fácilmente mediante un gráfico que represente C_n en función del ángulo β. Según la forma en que varía C_n en función de β será estable, inestable o indiferente, fig. 14.2, es decir, según sea $\frac{d\,C_n}{d\,\beta}$, mayor, menor o igual a cero, respectivamente. Esta derivada se denomina $C_{n\,\beta}$, y valora la variación

que experimenta el momento de guiñada C_n, cuando varía el ángulo de resbalamiento β, y que como veremos a continuación debe tener un valor positivo para que exista estabilidad, para dar una idea de un orden de magnitud, puede ser $C_{n\beta} = +0{,}5\ \text{rad}^{-1}$.

Supongamos que la dirección de la corriente del aire respecto al eje del avión le llega por la derecha (β positivo), se deberá crear un momento que tienda a girar el avión hacia la derecha para hacer coincidir el eje del avión con la dirección de la corriente de aire, el valor de C_n (o de N) debe ser, por

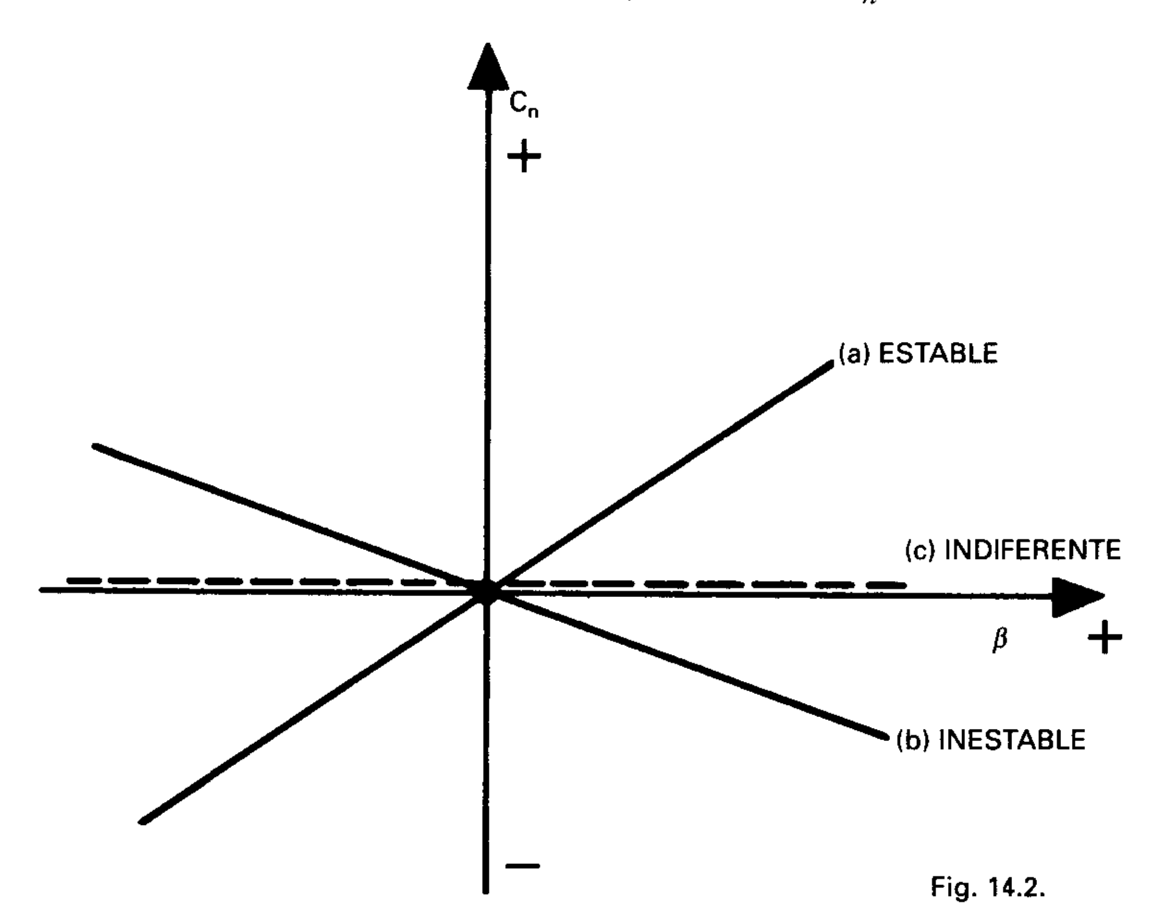


Fig. 14.2.

tanto, también positivo. Lo contrario, deberá ocurrir en el caso de que β sea negativo. Un avión con estas características es estáticamente estable direccionalmente, y la representación de $C_n = f(\beta)$ que le corresponde, es la de la curva (a) de la fig. 14.2, en donde observa que la pendiente de la curva debe ser positiva para el caso estable.

En el caso de inestable, curva (b), el momento de guiñada N, creado por un ángulo β tendería a aumentar éste en vez de a disminuirle.

El momento N, o el coeficiente de momento C_n, que se origina para una determinada posición del avión, es la suma de los que crean cada uno de los componentes: ala, fuselaje, potencia y cola vertical. Este momento es la suma de momentos que originan las fuerzas lateral (dirección eje OY) en cada una

de esas componentes. Las mayores contribuciones son por supuesto la de la cola vertical y la del fuselaje teniendo gran influencia las dimensiones del fuselaje y la posición del c. de g. (posición por otro lado muy restringida debido a consideraciones de estabilidad longitudinal, como hemos visto en el capítulo anterior). Pasamos ahora a describir cada una de esas contribuciones.

14.3. CONTRIBUCIÓN DEL ALA, FUSELAJE Y POSICIÓN DEL C. DE G.

Analizaremos las fuerzas laterales que se producen en estos componentes y los momentos que producen.

La contribución del ala a la estabilidad estática direccional es normalmente pequeña. El factor que presenta una influencia mayor es la flecha del ala. En un avión con flecha regresiva, el efecto será estabilizante, y tanto mayor cuanto más acusada sea la flecha.

En el caso de flecha progresiva, el efecto será desestabilizante. Para un avión con alas sin flecha, el efecto es prácticamente despreciable.

El motivo es porque en la flecha regresiva la semiala orientada al viento relativo tiene más resistencia que la otra semiala y se produce un momento que tiende a orientar el avión en la dirección de la corriente libre de aire como se estudió en 8.6, fig. 8.22. Con flecha progresiva el efecto es al contrario.

La contribución del fuselaje suele ser desestabilizante, y su efecto puede tener un valor considerable, siendo difícil de evaluar teóricamente. El efecto desestabilizante proviene del hecho de que el c. de g. del avión, punto respecto al que se toma el momento N, está por detrás del punto de aplicación de la resultante de las fuerzas originadas en el fuselaje, debido a que la superficie de fuselaje que hay delante del c. de g. suele ser mayor que la que hay detrás.

En la fig. 14.3 se muestra la situación usual de la fuerza Y_b a que se ve sometido el fuselaje a causa del ángulo de resbalamiento. El momento que produce Y_b respecto al c. de g. tiende a aumentar β, luego es desestabilizador. Obsérvese que el efecto que produce la fuerza en la cola Y_t, es estabilizador.

De lo expuesto se deduce que la mayor parte de los aviones, en la ausencia de cola vertical serían inestables direccionalmente.

14.4. CONTRIBUCIÓN DE LA COLA VERTICAL

Es el elemento de mayor importancia en la estabilidad direccional. Si el avión lleva un ángulo de resbalamiento β, fig. 14.3, con igual comportamien-

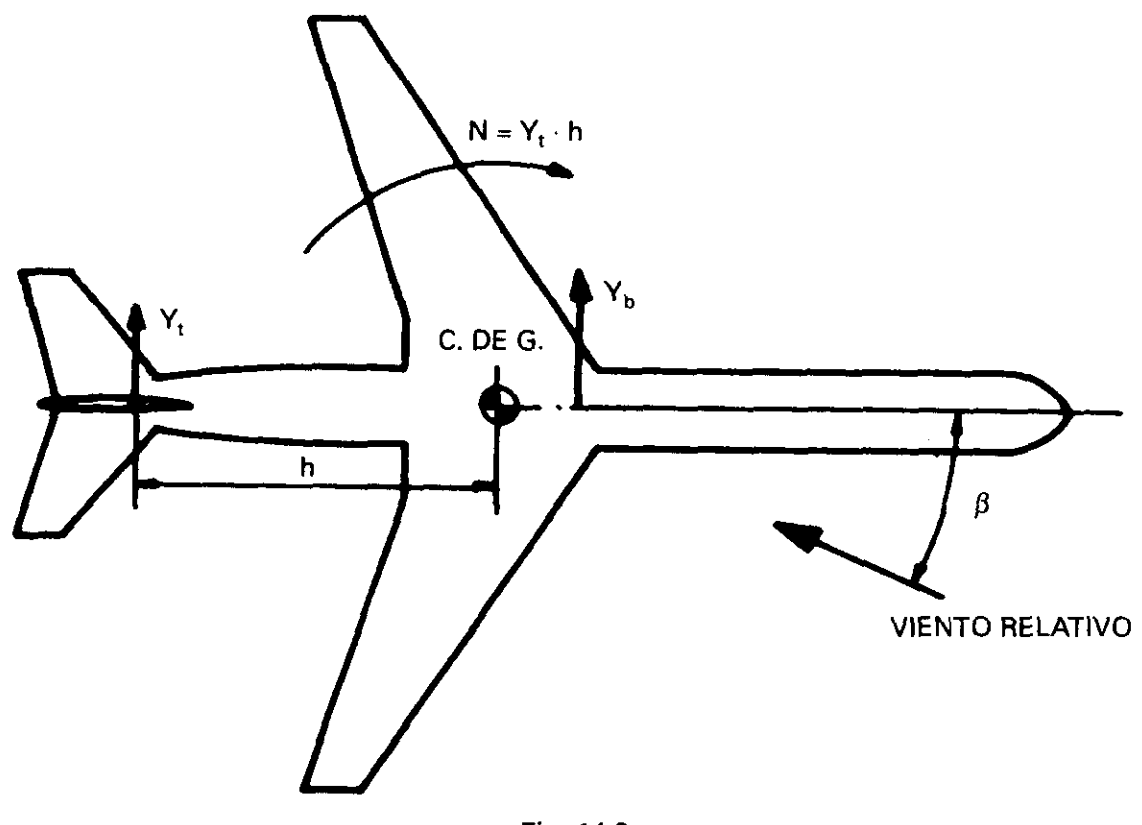


Fig. 14.3.

to que una veleta clásica, la cola del avión tiene un efecto estabilizante y tiende a orientar el avión en la dirección del viento relativo, por este motivo y de forma coloquial en la literatura anglosajona se la conoce como *weathercock stability*.

La magnitud del momento estabilizador, depende del valor de la fuerza lateral Y_t (sustentación en la cola vertical) y de la distancia h. Respecto al valor de Y_t, podemos decir que depende en gran parte del ángulo de ataque, β, ya que se utilizan perfiles simétricos, siendo conveniente que el ángulo de ataque de entrada en pérdida sea elevado, por supuesto cuanto mayor sea la superficie más contribuirá a la estabilidad.

Se demuestra que la magnitud del momento estabilizador de guiñada, análogamente a lo que ocurría en el movimiento longitudinal, aparte de depender de la posición del c. de g. y de la superficie de la cola vertical, también depende: 1.°) de la presión dinámica en ella; 2.°) de la deflexión (cambio de dirección) horizontal en este caso, que produce en la corriente de aire la combinación ala-fuselaje, lo que quiere decir que el ángulo de ataque ya no es exactamente el ángulo de resbalamiento β, porque hay cambios en la magnitud y dirección de la corriente local, y 3.°) de la pendiente, a_v, de la curva $C_L = f(\beta)$ del plano de cola vertical, en definitiva una expresión equivalente a la ec. 13.12 para la cola horizontal. El valor del momento, o mejor del co-

eficiente $C_{n\beta}$, será tanto mayor cuanto mayor sea a_v, y viceversa. Hay dos características de la cola vertical que aumentan el valor de a_v, y son el valor de su alargamiento, fig. 4.25, aunque en este caso el ángulo β de entrada en pérdida disminuye, y la configuración de cola en T, en donde el estabilizador horizontal hace el papel de placa en la punta, produciendo el mismo efecto que un aumento del alargamiento (Vid. 4.7). Por último, el valor de la flecha de la cola vertical afecta también, ya que a mayor flecha menor pendiente a_v y menor valor de $C_{n\beta}$ y del momento N.

A veces, para lograr más estabilidad, en lugar de aumentar la superficie del plano vertical de cola que significa aumentar también la resistencia, se utilizan derivas dorsales o ventrales fig. 14.4.

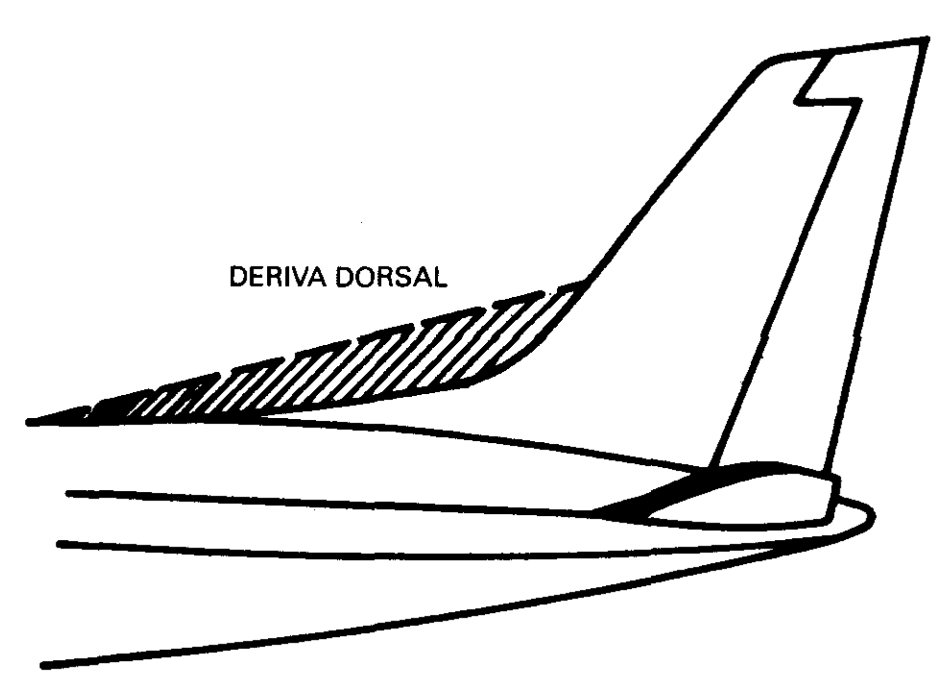


Fig. 14.4.

El uso de una deriva dorsal disminuye el valor del alargamiento efectivo de la cola vertical, pero este inconveniente queda ampliamente compensado por el hecho importantísimo de que pueden alcanzarse valores mayores de β sin que se produzca la pérdida. La deriva dorsal realmente es un *strake*, Vid. 5.11, que se empezó a utilizar mucho antes de que se inventaran éstos. La deriva dorsal aumenta considerablemente la estabilidad direccional a grandes ángulos de resbalamiento.

Una deriva ventral puede ser más efectiva que una dorsal a grandes ángulos de ataque, aunque puede presentar problemas por limitaciones de actitud en el aterrizaje y en la rotación en el despegue, el F-104 estaba dotado de una deriva ventral.

El valor de la pendiente a_v disminuye conforme el número de Mach aumenta, lo que significa, que en vuelo supersónico, hay una reducción considerable de la contribución de la cola vertical a la estabilidad direccional. Para asegurar esta estabilidad se pueden utilizar:

- Planos verticales de cola de gran tamaño. F-104, F-111.
- Colas en forma de T. F-104.
- Derivas ventrales. F-104.
- Uso de *strakes* situados en la parte delantera del fuselaje, que mejoran la distribución de presiones en esta parte, y como consecuencia mejoran los efectos del flujo de corriente sobre la cola.

En la fig. 14.5, se ha representado la contribución a la estabilidad direccional de varios elementos del avión, y del total, en forma del coeficiente C_n.

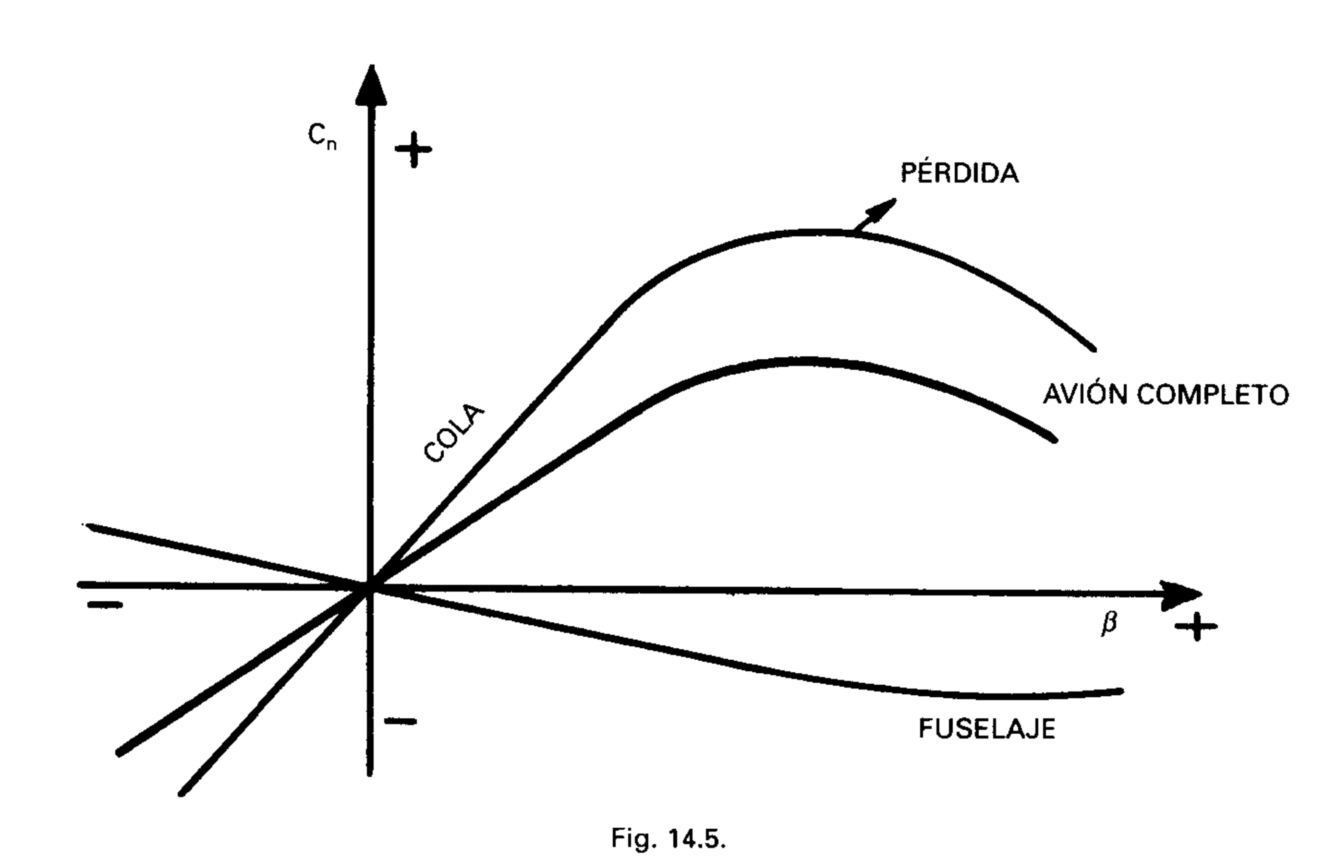


Fig. 14.5.

La cola debe producir estabilidad suficiente para contrarrestar los efectos desestabilizantes del fuselaje y proporcionar además la estabilidad necesaria.

La estabilidad direccional disminuye a grandes ángulos de ataque del avión, por la reducción que experimenta la efectividad de la cola, principalmente a causa del aumento de la capa límite en el fuselaje junto a ella.

14.5. EFECTOS DE LA POTENCIA

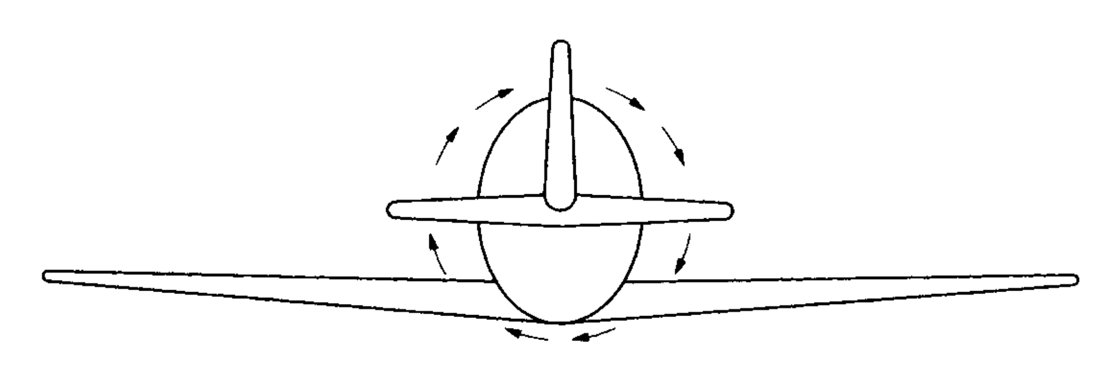
Del mismo modo que en el equilibrio longitudinal la estabilitad quedaba afectada por el ángulo de incidencia de la corriente libre de aire con el plano de la hélice, el ángulo β, fig. 14.6, hace que la hélice esté sometida a la fuerza Y_p. Análogamente ocurre con la toma de aire del motor reactor.

VIENTO RELATIVO
β
Y_p
C. DE G.

Fig. 14.6.

Si la toma de aire en el motor de reacción o el plano de la hélice están situados por delante del c. de g., el efecto es desestabilizante. Si están situados detrás es estabilizante.

En los aviones de hélice monomotores hay además otros efectos que vamos a analizar, recordemos que la hélice gira en el sentido de las agujas del reloj, vista desde atrás, fig.14.7.



SENTIDO DE ROTACIÓN DE LA HÉLICE

Fig. 14.7.

En primer lugar la compensación del par motor, la noción de este concepto es más familiar en los helicópteros, en los que estamos acostumbrados a ver una hélice trasera con eje de rotación horizontal, perpendicular al fuselaje y cuyo objeto es el de producir un par que se oponga al que origina el motor moviendo las palas. El problema existe igualmente en un avión monomotor y se traduciría en un par que tendería a hacerle girar en alabeo hacia la izquierda. En los aviones monomotores de reacción se presenta el mismo problema, el papel de la hélice lo juega el compresor, pero el efecto es muy poco acusado.

En segundo lugar el soplado de la hélice hacia atrás es giratorio, y al superponerse con el movimiento de traslación, da lugar a un movimiento helicoidal del aire, que produce tres efectos diferentes: a) al ala izquierda le llega el aire desde abajo, con mayor ángulo de ataque, mayor sustentación, y lo contrario con la derecha, como consecuencia se origina un movimiento de alabeo, pequeño, hacia la derecha; b) exactamente igual ocurre con el plano horizontal de cola, y c) el plano vertical de cola, colocado normalmente por encima del fuselaje, se ve atacado por la corriente de aire desde la izquierda, dando lugar a una fuerza hacia la derecha, lo que también produce un momento de alabeo hacia la derecha. Como puede observarse estos tres efectos tienden a oponerse al del par motor, lo que no quiere decir que se compensen totalmente.

El efecto c) del párrafo anterior tiene además otra consecuencia más importante y es que la fuerza producida origina un momento de guiñada hacia la izquierda (negativo), por este motivo para compensar esta guiñada en los aviones monomotores, si se utilizan perfiles simétricos en el plano vertical de cola se los coloca con un determinado calaje, o bien se utilizan perfiles asimétricos. Esta contribución será tanto mayor cuanto mayor sea la potencia y menor la velocidad de vuelo.

Un monomotor provisto de hélices contrarrotativas o un polimotor con hélices girando en sentido opuesto eliminarían estos efectos.

También existen fenómenos de precesión, al actuar la hélice como un giróscopo, en la fig. 14.7, si el avión encabrita se produce una guiñada hacia la derecha y viceversa.

En general, la contribución de la potencia en la estabilidad direccional es desestabilizante, más acusado para los aviones de hélices que para los reactores, y mayor con alta potencia.

14.6. CONTROL DIRECCIONAL

Igual que en el caso de estabilidad longitudinal, el avión deberá ser estáticamente estable direccionalmente, lo que significa que a cualquier perturbación que le origine un ángulo de resbalamiento β, deberá responder de forma que vuelva a su posición de equilibrio $\beta = 0$

Pero además debe ser controlable direccionalmente, para introducir los momentos de guiñada que sean necesarios para ciertas maniobras o condiciones de vuelo. El control se consigue con el timón de dirección, lo mismo para hacer seguir al avión una trayectoria rectilínea en la carrera sobre el suelo, tanto de despegue como de aterrizaje, como para contrarrestar los efectos de las hélices, o del empuje asimétrico en caso de fallo de motor, o de la guiñada adversa, etc.

En los aviones polimotores, en el diseño general del plano fijo vertical de cola y del timón de dirección, especialmente de sus superficies, los requisitos

vienen impuestos por la condición de un motor inoperativo, de modo que las velocidades V_{MCG} y V_{MCA} tengan unos valores aceptables. Otros requisitos los imponen: la recuperación de la barrena sobre todo en aviones muy maniobrables, la capacidad de aterrizaje con viento cruzado y en los veleros la gran magnitud del valor de la guiñada adversa.

La deflexión del timón de dirección, como ocurría con el timón de cabeceo, no cambia la estabilidad del avión, sino que produce un momento de guiñada, capaz de equilibrar el avión a un β distinto de cero, fig. 14.8. En condiciones normales, la deflexión del timón de dirección será nula si $\beta = 0$. El criterio de signos que se suele utilizar para la deflexión del timón de dirección, δ_r, es positivo para timón a la izquierda y negativo para timón a la derecha.

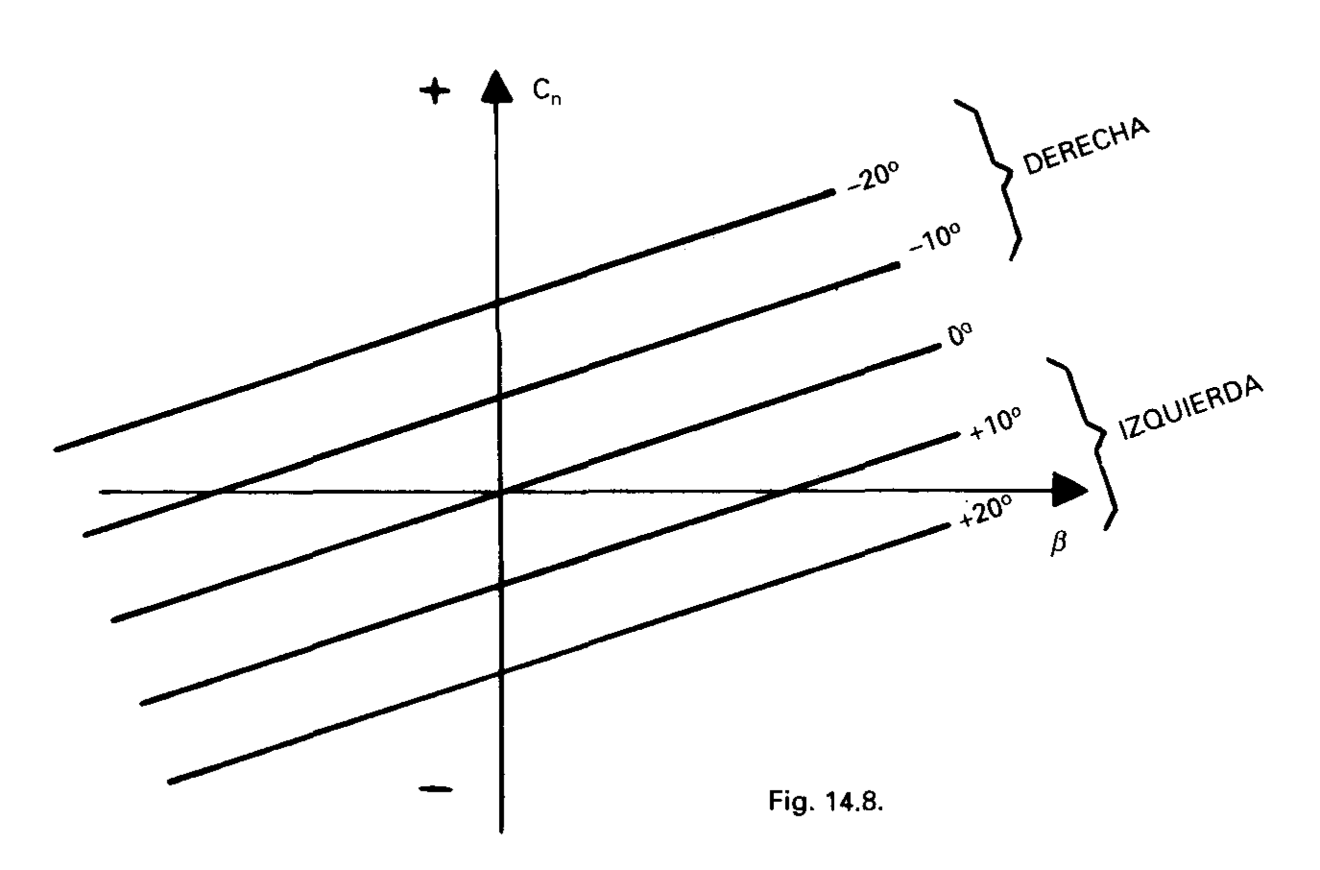


Fig. 14.8.

Con el timón *fijo*, cada ángulo de resbalamiento necesita una deflexión determinada para conseguir el equilibrio.

En los aterrizajes con viento cruzado el uso del timón de dirección juega un papel muy importante. Una técnica utilizada consiste en mantener un resbalamiento estacionario durante la aproximación, con la semiala por donde llega el viento relativo bajada, de modo que los ángulos de alabeo y resbalamiento que se producen sean los necesarios para mantener el eje longitudinal del avión alineado con el eje de la pista, la deflexión del timón de direc-

ción debe ser la necesaria para mantener el resbalamiento y evitar que el avión vire. Otra técnica consiste en ir con las alas niveladas y de modo que el eje longitudinal del avión forme un ángulo con el eje de la pista (crab angle), en este caso las relaciones entre viento, velocidad y ángulo son análogos a los de un problema de navegación con viento cruzado. El ángulo debe eliminarse en el momento del contacto de las ruedas con el suelo para poder seguir la trayectoria de la pista lo que exige un gran momento de guiñada y, por tanto, un gran deflexión del timón.

Se denomina potencia del timón de dirección, al cociente entre la variación del coeficiente de momento de guiñada ΔC_n y la variación del ángulo de deflexión del timón de dirección $\Delta\delta_r$ para producir ese ΔC_n. Matemáticamente se expresa por la derivada de estabilidad:

$$C_{n\delta r} = \frac{\delta C_n}{\delta\, \delta_r}$$

A causa del convenio de signos elegido para la deflexión del timón de dirección, una deflexión positiva (timón a la izquierda) origina un momento de giro a la izquierda (C_n negativo), resulta que el signo de $C_{n\delta r}$ es negativo. (Observación: Todas las derivadas de estabilidad son derivadas parciales, ya que para su determinación se supone que otras variables permanecen constantes, ésta es la primera derivada en la que se utiliza la simbología correcta, hasta ahora, no se ha utilizado por entender que no era necesario para una clara explicación del concepto.)

14.7. ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL CON MANDOS LIBRES

Supongamos que estando en vuelo rectilíneo deseamos mantener un derrape o resbalamiento hacia la derecha, β positivo, y que sea, por ejemplo, $\beta = 15°$, fig.14.1, y que los mandos van a estar fijos. Para que exista equilibrio transversal y el avión mantenga el derrape de 15° será necesario *tener metido pie izquierdo*, lo necesario para que el momento de guiñada N y el coeficiente correspondiente C_n, sean nulos con $\beta = 15°$, sea la deflexión de timón de dirección correspondiente $\delta_r = 10°$ hacia la izquierda, estaríamos en el punto A de la fig.14.9, que es una particularización de la fig. 14.8 para este ejemplo.

Para mantener un resbalamiento hacia la derecha meter pie izquierdo y viceversa. No tratamos aquí de que para mantener esas condiciones habrá que actuar también sobre los alerones.

En la fig.14.10 a) tenemos representado el ejemplo anterior, pero supongamos ahora que estuvieramos con el mismo ángulo de resbalamiento y no

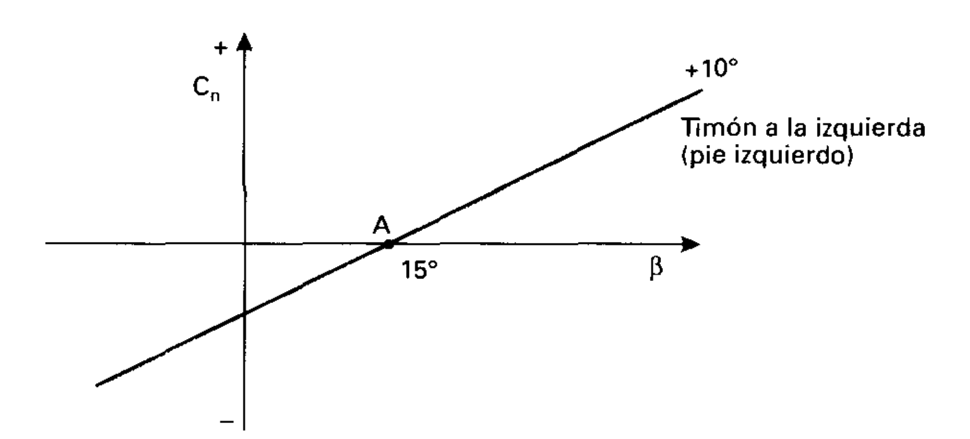


Fig. 14.9.

se ejerciera ninguna fuerza sobre los pedales, *mandos libres*, el timón de dirección *flotaría* bajo los efectos de la distribución de presiones a que está sometido, fig 14.10 b), y quedaría deflectado, por ejemplo, 8°, lo que entre otras cosas significaría que la estabilidad con mandos libres es menor que con mandos fijos, fig. 14.11. (La curva C_n en función de β tiene una pendiente menor.)

15° V 15° V

10° a) 8° b)

TIMÓN FIJO TIMÓN LIBRE

Fig. 14.10.

En la fig. 4.11 se representa también la disminución de efectividad del timón a valores grandes del ángulo de resbalamiento conforme la cola vertical se aproxima a la pérdida, hecho que manifiesta en que C_n ya no crece tan rápidamente, tanto para mandos fijos como para mandos libres.

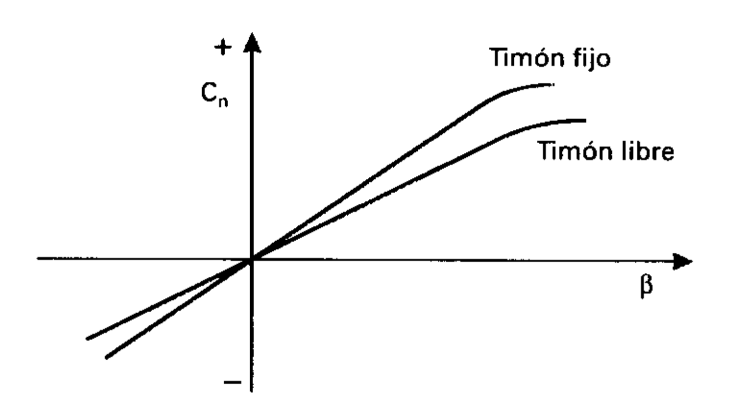


Fig. 14.11.

Igual que en la estabilidad longitudinal, la estabilidad direccional con mandos libres está ligada con las fuerzas que es necesario ejercer, en este caso, sobre los pedales, por lo que sólo tiene interés en sistemas de mandos de vuelo reversibles.

En el ejemplo supuesto, se refleja lo que es normal que ocurra: que el ángulo de flotación del timón de dirección, mandos libres, es menor que el necesario para mantener el resbalamiento, luego el piloto tendrá que meter pie izquierdo para mantener éste, teniendo por tanto una sensación correcta de fuerza pedales para ejecutar esa maniobra, fig.14.12.

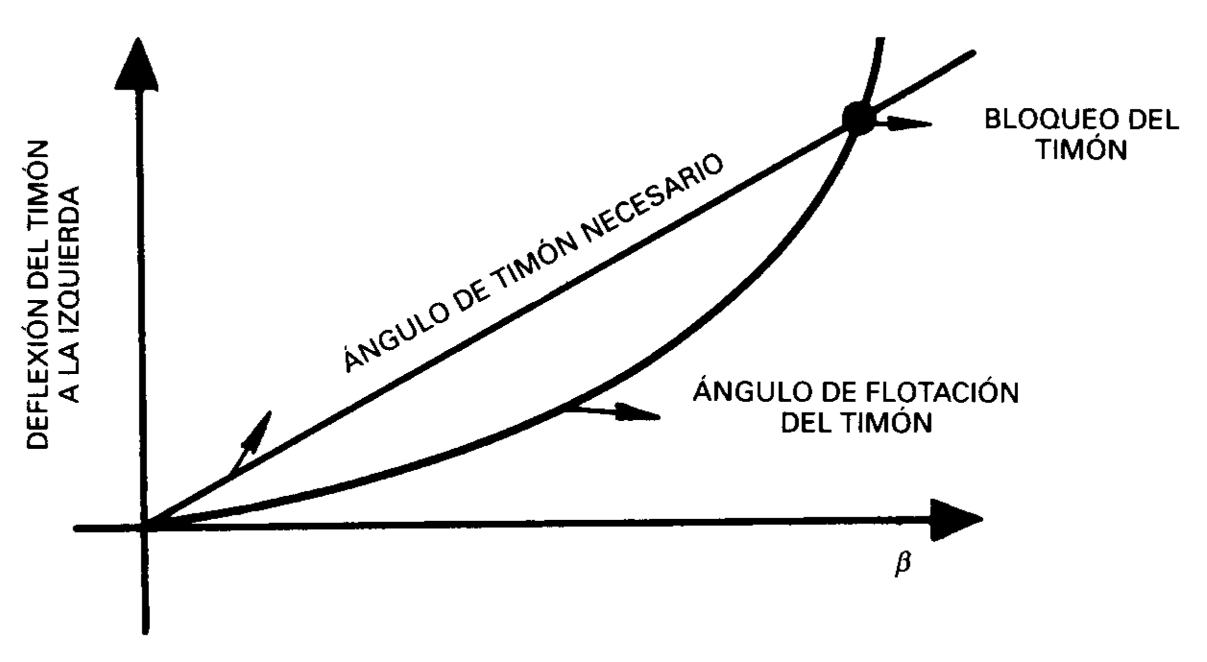


Fig. 14.12.

La fuerza necesaria es función de la diferencia entre el ángulo requerido (10°) y el de flotación (8°).

Para que exista estabilidad estática direccional con mandos libres es necesario que el ángulo de flotación del timón sea menor que el ángulo de deflexión necesario para el equilibrio.

Cuando los ángulos de resbalamientos empiezan a ser grandes, la flotación del timón de dirección es más acusada, acentuándose cuando la cola vertical empieza a entrar en pérdida. Así, ocurre que a un determinado ángulo de resbalamiento, el ángulo de flotación del timón coincide con el de timón necesario, y en ese momento, la fuerza necesaria en el pedal será nula: *Bloqueo del timón*. Pasado este punto se puede llegar incluso a una inversión de las fuerzas en los mandos, fenómeno que puede ser peligroso.

Para ángulos de resbalamiento mayores que éste, el de flotación es mayor que el necesario y las fuerzas en los pedales se invierten.

Como ya hemos dicho, el piloto *siente* la estabilidad direccional con mandos libres por la fuerza necesaria en los pedales para mantener un determinado derrape.

El gradiente de fuerza en los pedales, debe ser suficientemente grande, ya que si fuera pequeño, sería difícil mantener el avión sin resbalar en algunas maniobras.

Ya sabemos que las FAR especifican un valor máximo de fuerza en los pedales en el despegue con un motor parado, 150 lb (Vid. 9.7), pero no especifican nada en cuanto gradiente de fuerzas, un valor adecuado podría ser de 5 lb por grado de deflexión a una velocidad de unos 130 kt.

Con el fin de evitar el problema del bloqueo del timón, se utiliza la *deriva dorsal* que (además de reducir la tendencia a la pérdida de la cola vertical. Vid. 14.4) actúa de forma que aumente la estabilidad direccional, y no se produzca el fenómeno del bloqueo.

En la fig. 14.13 se aprecia este efecto.

En cierto modo los aviones con deriva dorsal es como si tuvieran la cola vertical dividida en dos partes, una es la cola vertical real con mucho valor del alargamiento y muy efectiva a ángulos de resbalamiento pequeños, y la otra parte es la deriva dorsal, con un valor del alargamiento muy pequeño, que apenas si produce efecto alguno a bajos ángulos de resbalamiento, pero que a grandes ángulos, cuando la primera empieza a entrar en pérdida manifiesta una gran efectividad.

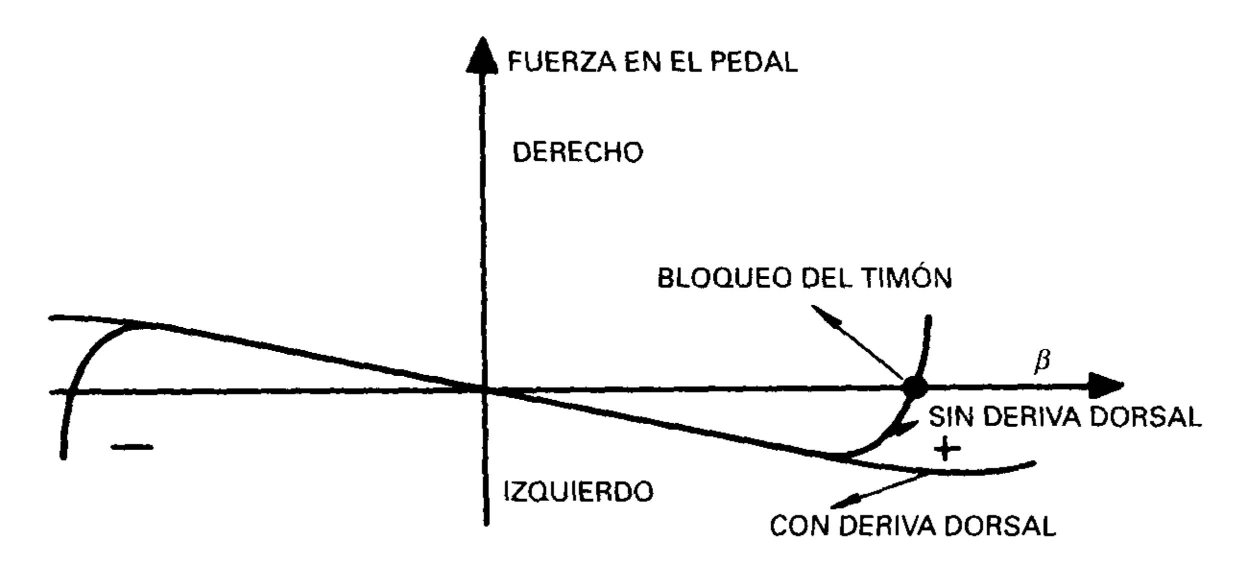


Fig. 14.13.

14.8. GUIÑADA ADVERSA

La deflexión de los alerones también produce movimiento de guiñada, además de los de balanceo. En un balanceo hacia la derecha se levanta el alerón derecho y se baja el izquierdo, en la ala izquierda aumenta la resistencia inducida y en la derecha disminuye. Esta diferencia de resistencias produce una guiñada, denominada adversa, porque tiende a guiñar el avión hacia la izquierda, lo cual es contrario a la guiñada necesaria para coordinar el viraje que se ha iniciado, y será tanto mayor cuanto mayor sea la deflexión de los alerones. La guiñada resultante producirá un derrape hacia la derecha, lo que a su vez origina un momento de balanceo que se opone al primitivo debido al efecto del diedro (Vid. 14.11). Por tanto, la guiñada adversa reduce las actuaciones de balanceo.

En algunos casos la guiñada no es adversa, sino lo que podríamos llamar *favorable,* y ocurre si se utilizan sólo spoilers para producir un giro lateral y también en algunos aviones modernos de alas en delta.

Existe otra fuente capaz de originar una guiñada en sentido contrario (adversa) cuando el avión está moviéndose en balanceo y que puede dar lugar a tener que utilizar el timón de dirección para que el viraje sea coordinado. Abreviadamente podríamos llamar a este movimiento: *guiñada debido al balanceo;* y por extensión del concepto de guiñada adversa lo incluiremos en este párrafo. En un balanceo hacia la derecha, mientras existe movimiento angular, es decir, desde que se inicia, el ala derecha se ve sometida a un ángulo de ataque mayor que el que tenía, a causa del movimiento que tiene hacia abajo. Lo contrario ocurre con el ala izquierda, que sube y tiene un ángulo de

ataque menor. Esta diferencia en ángulos de ataque, debido a que el viento relativo no tiene la misma dirección en ambos planos, hace que las fuerzas de sustentación que se originan en cada uno de ellos, no sean paralelas, sino que estén inclinadas, la del ala derecha hacia adelante respecto a la del ala izquierda y ambas perpendiculares a su viento relativo fig. 14.14. De este modo se origina una guiñada en sentido contrario al balanceo. Las variaciones de ángulo de ataque y, por tanto, de dirección de las fuerzas de sustentación serán menores cuanto mayor sea la velocidad del avión y viceversa, luego este efecto se notará más a grandes ángulos de ataque (velocidades pequeñas).

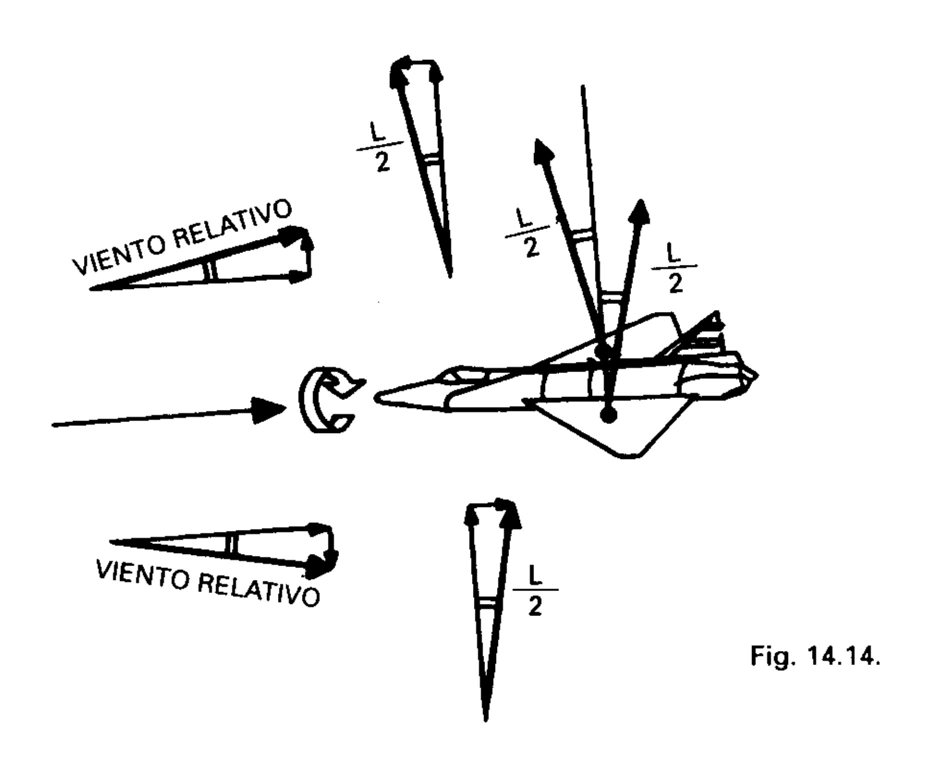


Fig. 14.14.

Fácilmente se comprende que la diferencia de ángulos de ataque en las dos semialas será tanto mayor cuanto mayor sea el alargamiento, luego en los aviones con mucho alargamiento la guiñada adversa debido a este motivo tendrá un valor apreciable, en general este efecto es muy acusado en los veleros.

Además de lo que hemos visto, existen otros fenómenos, como son: que el ala que baja, la derecha, al tener un ángulo de ataque mayor, presenta más resistencia que la izquierda que sube, lo que originaría una guiñada favorable, pero este efecto tiene un valor mucho menor que el estudiado anteriormente que es el que predomina. Y por último, el plano vertical de cola, influye también proporcionando una guiñada favorable.

Vemos pues, que a causa del *movimiento de balanceo* existe una guiñada, la variación del coeficiente de momento de guiñada C_n debida a la velocidad de guiñada angular p de balanceo se representa por C_{np}. Esta derivada de estabilidad suele tener valor negativo.

La suma de los tres efectos estudiados en la *guiñada debido al balanceo* (dos producidos por el ala y uno por la cola) suele en general dar un valor de guiñada adversa, que disminuirá cuando aumenta la velocidad llegando incluso a hacerse favorable.

14.9. MOMENTO DE GUIÑADA PRODUCIDO POR UNA VELOCIDAD DE GUIÑADA

Cuando el avión tiene un movimiento de guiñada de velocidad angular r, existe una amortiguación del movimiento a causa del aumento de resistencia en el ala izquierda, si el giro es a la derecha, y de disminución de resistencia en el ala derecha. El plano vertical de cola también produce una amortiguación y la contribución del fuselaje es prácticamente despreciable. Este efecto se expresa por C_{nr}, variación del coeficiente de momento de guiñada C_n debido a la velocidad angular r de guiñada, y como origina una amortiguación oponiéndose al movimiento tiene signo negativo. Esta derivada de estabilidad, denominada amortiguación en guiñada, tiene un valor negativo.

14.10. POTENCIA ASIMÉTRICA

El fallo de un motor en los aviones polimotores origina un momento de guiñada, que debe ser anulado por medio de la deflexión del timón de dirección fig. 14.15.

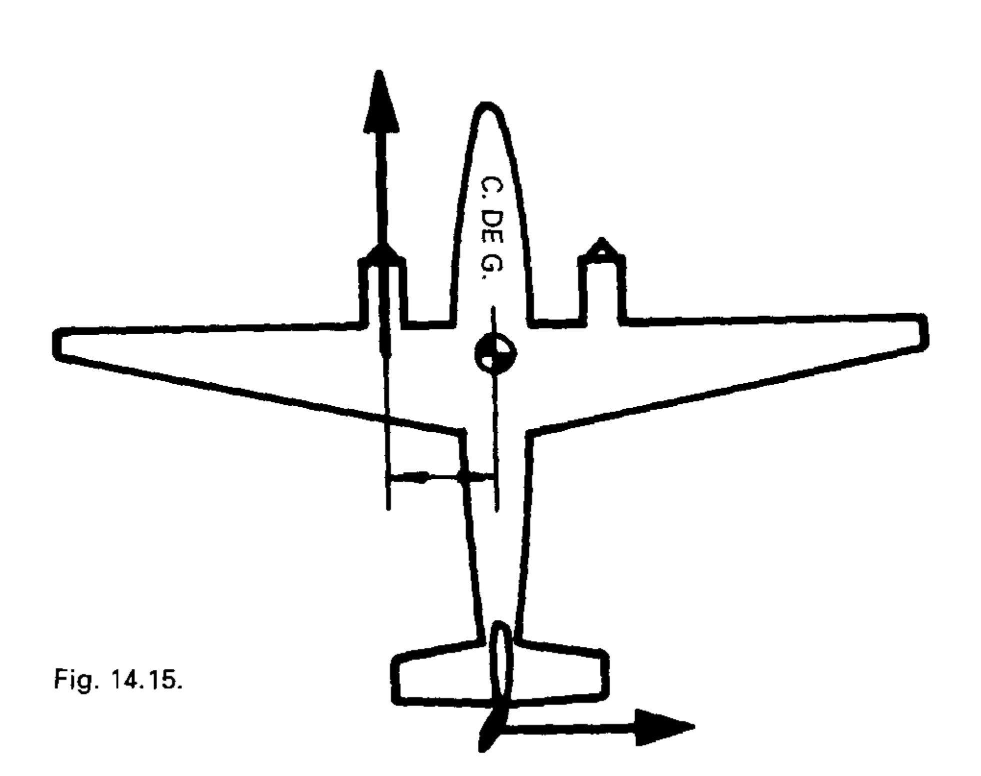


Fig. 14.15.

El momento producido depende de la fuerza que proporciona la hélice o el empuje de los motores, y por la distancia del c. de g. del avión a la línea de acción de la fuerza.

Cuanto mayor sea la fuerza, y mayor la distancia, mayor será el momento que deberá originar el timón para contrarrestar la guiñada producida por el fallo.

Como el momento creado por el timón depende de la velocidad, aumentando con ésta, ocurre que a bajas velocidades pudieramos no tener mando suficiente para evitar la guiñada.

Por todo lo expuesto se comprende que las condiciones más críticas originadas por la guiñada adversa tendrán lugar en el caso de fallo de uno de los motores situado más cerca de las puntas de las alas y en el despegue (potencia máxima y poca velocidad).

En 9.2 y 9.7 se han estudiado las velocidades mínimas de control en el suelo y en el aire V_{MCG} y V_{MCA}. Refiriéndonos a esta última que es la que tiene interés para un avión en el aire, recuérdese que se calculó con las condiciones críticas especificadas anteriormente, aparte de otras. En los aviones tipo DC-9, con motores muy pegados al fuselaje, esta velocidad será muy pequeña, el avión será fácilmente controlable en el caso de fallo de un motor. Recordemos también que no se permite que la V_{MCA} tenga un valor muy elevado, no puede exceder 1,2 veces al valor de la velocidad de pérdida, en configuración de 2.º segmento.

Supongamos que ha fallado un motor del lado derecho. La guiñada que se produce dará lugar a un resbalamiento hacia la izquierda, si existe efecto del diedro, se crea un giro lateral que sube el ala izquierda, al utilizar el alerón para corregir este balanceo, si existe guiñada adversa, el avión tiende a guiñar aún más en el mismo sentido que producia el fallo del motor. Esta situación, debido a los grandes valores de β que se pueden alcanzar, puede llevar al bloqueo del timón de dirección, por este motivo el piloto debe controlar el avión en caso de fallo de motor, con el timón de dirección, y si no tiene mando suficiente o las fuerzas son demasiado elevadas debe levantar ligeramente el ala del motor parado. (En la determinación de V_{MCA} se permiten hasta 5° de alabeo).

14.11. ESTABILIDAD LATERAL

Faltan por estudiar los movimientos alrededor del eje longitudinal OX fig. 12.1, es decir, de los giros laterales, producidos por los momentos de balanceo. Como vimos en 12.2, los momentos de balanceo los designábamos por L, y vienen dados por:

$$L = C_l \cdot q \cdot S \cdot b \qquad [14.2]$$

En donde:

L = Momento de balanceo (sentido positivo el indicado en la figura 12.1). (No confundir con sustentación.)
C_l = Coeficiente de momento de balanceo.
q = Presión dinámica.
S = Superficie alar.
b = Envergadura.

El elemento que más contribuye a la estabilidad lateral es el ala. La estabilidad estática lateral se refiere a la capacidad del avión para tender inicialmente a mantener las alas niveladas.

El origen de los momentos de alabeo y el amortiguamiento de los mismos es el resultado de interacciones bastantes complejas con movimientos de guiñada. Vamos a empezar el estudio de un modo elemental e iremos profundizando posteriormente. Supongamos que se introduce una perturbación en el avión de modo que el ala derecha tienda a bajar, enseguida se origina un momento amortiguador debido a que el ala que baja tiene mayor sustentación que la que sube, llegándose a una posición de equilibrio fig. 14.16, aparentemente el ala continuaría en esa posición, con el ángulo de inclinación lateral φ, a no ser que tuvieran lugar otros fenómenos, como efectivamente ocurre. Como se observa con el avión en esa posición, la resultante de la sustentación y del peso tiende a hacer resbalar el avión hacia la derecha con la semiala en posición baja adelantada, en definitiva sometido a un ángulo de resbalamiento β, positivo en este caso. Para que exista estabilidad estática lateral es necesario que el resbalamiento producido origine un momento L que ponga las alas horizontales. La variación del coeficiente de $C_{l\beta}$ producida por una variación de β, se denomina *efecto del diedro* y se representa por $C_{l\beta} = \delta C_l / \delta\beta$. El motivo de esta denominación proviene del hecho de que lo que más influye en el valor de $C_{l\beta}$ es el diedro de las alas. Esta derivada de estabilidad tiene signo negativo.

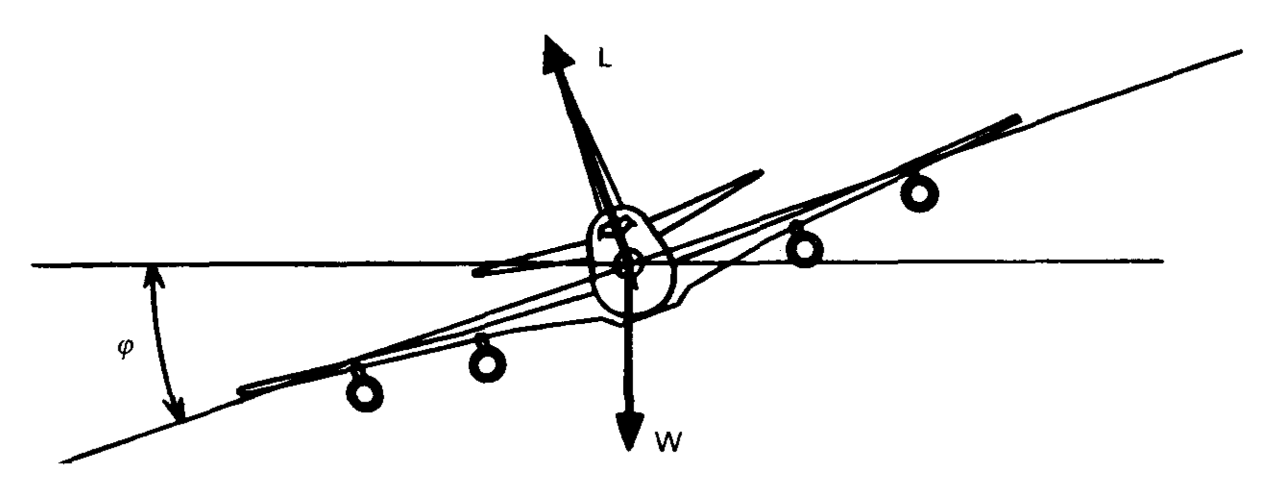


Fig. 14.16.

El valor del efecto del diedro, $C_{l\beta}$, proviene de los diferentes componentes del avión:

- El diedro de las alas.
- Forma en planta del ala.
- El plano vertical de cola, y timón de dirección.
- Flaps.
- Equipo motopropulsor, hélices.
- Posiciones relativas ala-fuselaje.

14.12. EFECTO DEL DIEDRO DE LAS ALAS

El método más generalizado desde los primeros tiempos de la aviación para aumentar la estabilidad lateral ha sido colocar las alas con ángulo diedro, el concepto se ha generalizado y se denominan efectos del diedro a otras contribuciones que afectan a la estabilidad lateral.

En un resbalamiento, la dirección del viento relativo no coincidirá con el eje del avión, existirá entre ambos un ángulo β (positivo cuando el viento relativo está a la derecha del eje del avión). Se denomina efecto del diedro a los momentos de balanceo a que da lugar el resbalamiento o una guiñada.

En el resbalamiento, el ángulo de ataque del ala adelantada respecto al viento relativo, es mayor que el de la otra, a causa del diedro positivo de las alas, esto da lugar a que exista en ella mayor sustentación que en la retrasada, y por tanto, a un momento de balanceo.

Si el viento relativo llega al avión por la derecha, el ángulo β será positivo; para que exista estabilidad, será necesario que el momento de balanceo que se produzca tienda a levantar el ala derecha, luego el momento de balanceo debe ser negativo. Representando en unos ejes el coeficiente de este momento C_l en función de β, existirá estabilidad en el caso de la curva (a), fig. 14.17.

Para la curva (b), el momento originado por un resbalamiento, sería tal que tendería a aumentar el ángulo cada vez más, en lugar de llevar al avión a la posición de equilibrio $\beta = 0$; es decir, es inestable.

Por último, en la curva (c), el ángulo β de resbalamiento, tendería a permanecer constante al no existir ningún movimiento de balanceo $(C_l = 0)$, que le disminuyera o aumentara. (El efecto del diedro sería nulo).

Como se deduce de la fig.14.17 para que exista estabilidad estática lateral la pendiente de la curva debe ser negativa luego $C_{l\beta} < 0$.

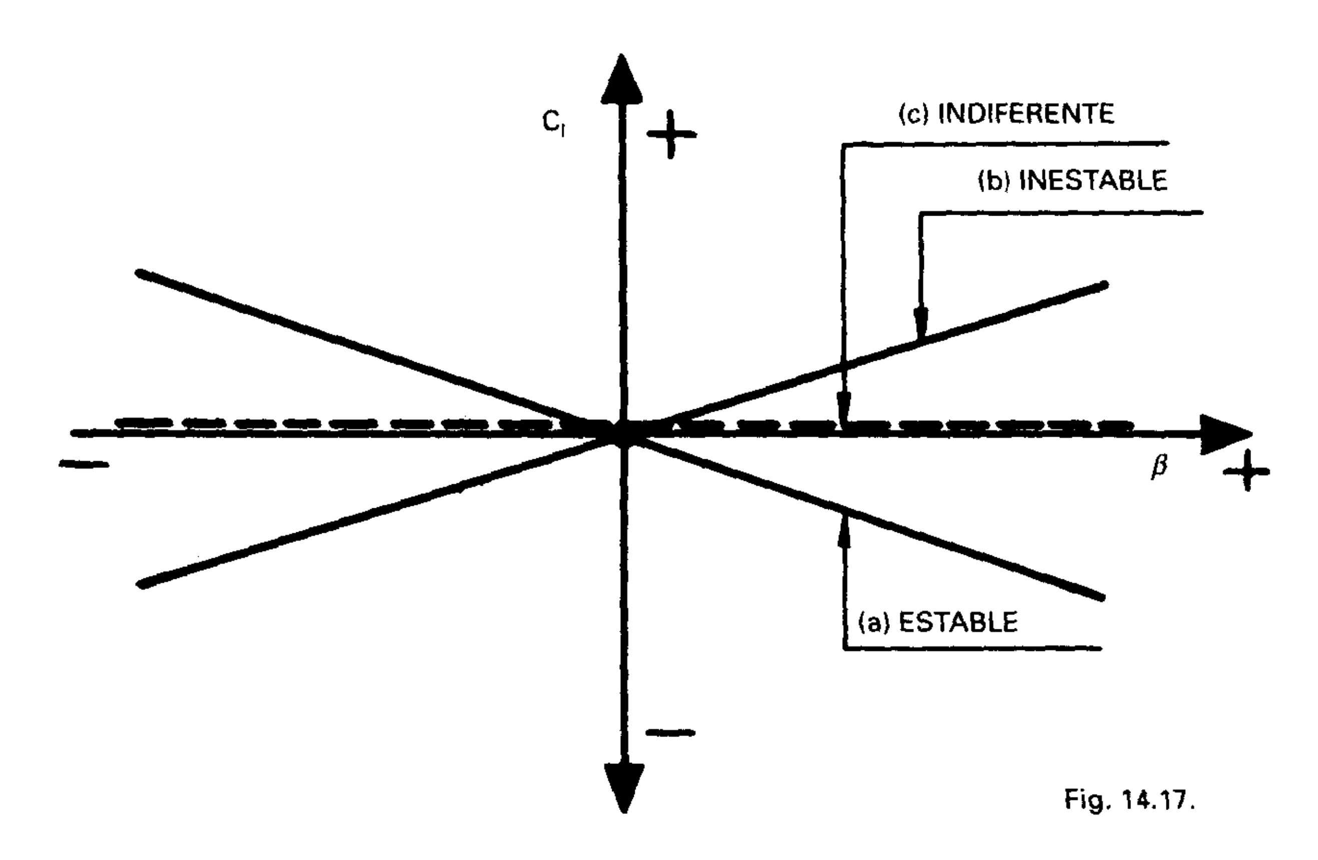


Fig. 14.17.

14.13. CONTRIBUCIÓN DE OTROS ELEMENTOS DEL AVIÓN A LA ESTABILIDAD LATERAL

Ya hemos visto que el diedro del ala estabiliza.

La flecha aumenta el efecto del diedro, si es regresiva; este aumento es tanto mayor cuanto mayor es el coeficiente de sustentación a que vuela el avión. Una flecha progresiva disminuirá la influencia estabilizadora del diedro.

En un resbalamiento positivo, fig. 14.18, y en un avión con flecha regresiva, el ala de la derecha tiene más sustentación que la de la izquierda porque la sustentación en el ala se produce no por la velocidad de la corriente libre de aire, V, sino por la componente de dicha velocidad que es normal, a la línea 25%, de la cuerda.

La contribución de la flecha regresiva a la estabilidad estática lateral, o si se prefiere al efecto del diedro, es de un valor considerable.

La cola vertical también interviene a causa de que la fuerza lateral que se produce en ella en un resbalamiento, origina un momento de alabeo. Si como es normal la cola vertical está situada por encima del c. de g. del avión, la fuerza producida en un resbalamiento positivo, ala derecha adelantada, originará un momento de alabeo negativo, tenderá a levantar el ala derecha, $C_{l\beta} < 0$, contribuyendo al efecto del diedro. Si con el fin de tener mucho control direccio-

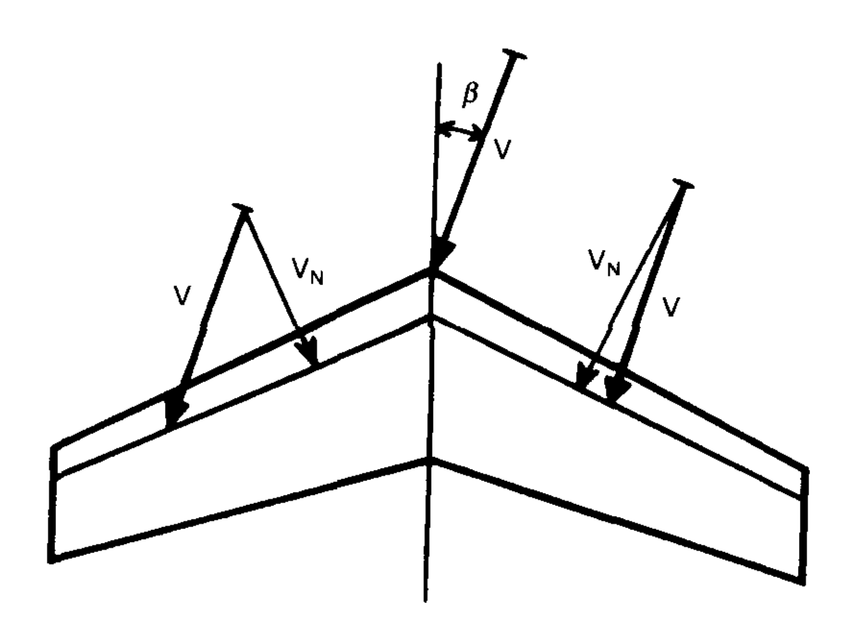


Fig. 14.18.

nal la cola vertical es de gran tamaño su influencia en la estabilidad lateral será más importante.

El conjunto de otros elementos del avión como son los flaps y la potencia aplicada, también influyen en la estabilidad lateral, pero su contribución depende de la configuración del avión. Los flaps pueden aumentarla o disminuirla, especialmente en las alas en flecha; y dependiendo de la flecha de la línea del eje de giro de los flaps, si dicho eje tiene flecha regresiva aumenta el efecto del diedro, $C_{l\beta}$ y, si progresiva lo disminuye. La potencia suele producir efectos desestabilizantes en los aviones de hélice (Vid. 14.5).

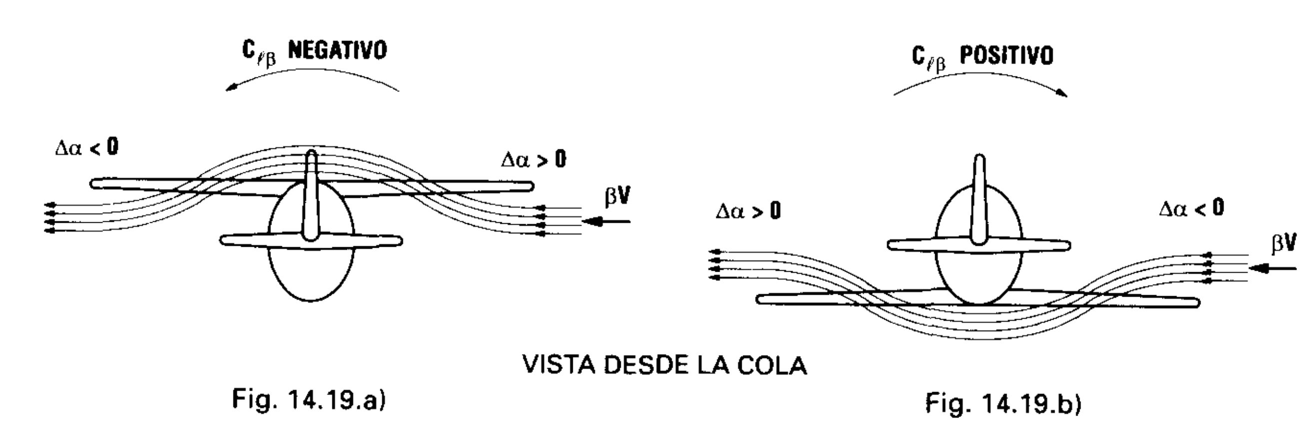
La posición relativa del ala respecto al fuselaje, baja, media o alta, contribuye significativamente al efecto del diedro.

En la fig.14.19.a), ala alta, avión con resbalamiento positivo, la corriente libre de aire tiene una componente lateral de valor aproximado $V \cdot \beta$ (ángulo pequeño) que es la que se representa en la figura, experimentando deflexiones hacia arriba y hacia abajo en las proximidades del fuselaje, aumentando el ángulo de ataque en la semiala derecha y disminuyéndolo en la izquierda y como resultado un momento de alabeo negativo, es decir, una disminución de $C_{l\beta}$, $\Delta C_{l\beta} < 0$, lo que significa un aumento del efecto del diedro, y por consiguiente un aumento de la estabilidad lateral.

En la fig.14.19.b), ala baja, ocurre todo lo contrario y la contribución es desestabilizante.

Para un avión con ala media la contribución es prácticamente nula.

En los aviones de ala alta el c. de g. está más bajo que las fuerzas que se generan en las alas. Si hay una perturbación en alabeo, al principio no existe ningún par restaurador porque la línea de acción de la sustentación pasa por



VISTA DESDE LA COLA

Fig. 14.19.a)

Fig. 14.19.b)

el c. de g., fig. 14.20.a), pero si se produce un resbalamiento el ala más baja, la aproada al viento, tiene una sustentación mayor que la otra, estando situada la sustentación total como indica la fig. 14.20.b), produciéndose un par de fuerzas, a causa de la situación del c. de g., que tiende a levantar el ala más baja, es decir, otro efecto estabilizador adicional.

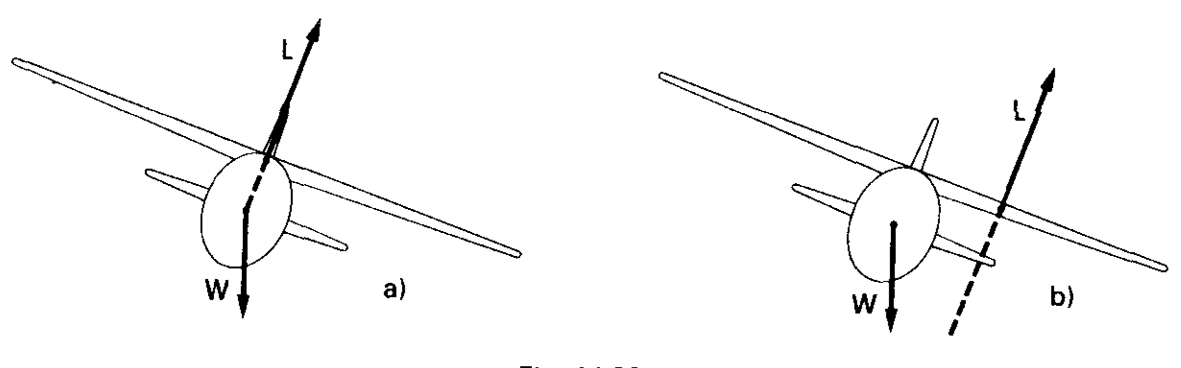


Fig. 14.20.

Lo que acabamos de exponer explica uno de los motivos por los que en los aviones con ala alta el diedro es mucho más pequeño o incluso no existir, por ejemplo, del orden de 3°, mientras que en los de ala baja el orden de magnitud puede ser de unos 6°. Si además el avión de ala alta tiene flecha regresiva puede ocurrir que para evitar una estabilidad lateral excesiva tengan diedro negativo (anhedral).

Al efecto del diedro puede haber algunas contribuciones de forma indirecta. Veamos algunos ejemplos.

El alargamiento ejerce una influencia indirecta sobre el efecto del diedro aumentando su valor.

Los tanques de punta de ala u otros depósitos exteriores producen un efecto de placa de punta de ala, alteran el valor del alargamiento, es como si se modificase la forma en planta del ala, afectando por tanto al valor de $C_{l\beta}$ siendo muy difícil de predecir teóricamente la variación, la evaluación hay que hacerla experimentalmente.

Las combinaciones de los diversos efectos pueden ser muy variadas, así en un avión de hélice con flaps deflectados y mucha potencia, en un resbalamiento positivo, la estela de la hélice se desviará hacia la izquierda del avión, produciendo una mayor sustentación en la semiala izquierda, que tenderá a bajar el ala derecha, produciendo un efecto desestabilizante.

14.14. CONTROL LATERAL

El control lateral del avión, movimiento de giro respecto al eje longitudinal *OX*, se puede conseguir por medio de:

- Alerones.
- Spoilers.
- Movimiento diferencial del estabilizador (tailerones).
- Mezcla de alguno de los medios anteriores.

El método clásico y más utilizado es el de los alerones, al deflectar éstos asimétricamente, subiendo uno y bajando el otro, la sustentación en la semiala que baja el alerón es mayor que en la que le sube, produciéndose un momento que tiende a hacer girar al avión alrededor del eje *OX*.

La deflexión de los alerones la denominaremos δ_a y el signo que se suele tomar como positivo en el movimiento de los alerones es aquel que produce un momento de alabeo negativo, es decir, cuando el alerón que baja es el derecho. Obsérvese que también para los movimiento de cabeceo y guiñada hemos tomado como signo positivo de las deflexiones de los timones aquellas que producen momentos de giro negativos, esta convención de signos es muy utilizada, pero no todos los autores ni todos los países coinciden en este tema, por lo que se debe ser cuidadoso cuando se esté consultando otro texto.

El valor de la deflexión de los alerones δ_a es:

$$\delta_a = 1/2\,(\delta_{a\,der} + \delta_{a\,izq})$$

en donde:

$\delta_{a\,der}$ = *Deflexión alerón derecho.*

$\delta_{a\,izq}$ = *Deflexión alerón izquierdo.*

El control lateral también puede conseguirse, como ya se ha dicho en varias ocasiones, por medio de *spoilers*, que serán tanto más efectivos, cuanto más cerca del borde de ataque estén situados; el movimiento lateral se consigue debido a que en la semiala en que se despliega el spoiler, la sustentación disminuye. Un avión con control lateral a base de spoilers tendría la ventaja de que los flaps podrían ocupar una parte mayor de la envergadura.

Es usual que el mismo sistema mecánico que actúa sobre los alerones actúe también sobre los spoilers de modo que si se quiere bajar el ala derecha, ade-

más de deflectar los alerones, se levanten los spoilers de esa semiala para que contibuyan al alabeo. Los spoilers suelen moverse con potencia hidráulica.

A título de ejemplo el conjunto de alerones y spoilers de un avión puede estar constituido por: alerones exteriores (de baja velocidad), alerones interiores (de alta y baja velocidad, podíamos denominarlos de todas las velocidades), spoilers interiores y spoilers exteriores. Los alerones pueden estar movidos por un sistema de cables ligados a la palanca (o por el sistema hidráulico) que además posicionan las válvulas que controlan la presión hidráulica que mueven los spoilers. Con el avión a baja velocidad, p. ej. cuando tiene los flaps deflectados, pueden actuar los alerones interiores y exteriores. Con el avión a alta velocidad, p. ej. flaps recogidos, sólo actúan los interiores.

Los spoilers pueden tener tres modos de operación.

Modo 1. Aerofrenos de tierra, se deflectan tanto los interiores como los exteriores en las dos semialas, en el aterrizaje y en un despegue abortado.

Modo 2. Aerofrenos en vuelo, por medio del mando correspondiente se deflectan los spoilers en las dos semialas. Puede ocurrir que se saquen tanto los exteriores como los interiores, aunque en vuelo algunos aviones sólo utilizan lo exteriores, porque la estela de los interiores podría perturbar la corriente sobre la cola.

Modo 3. Control lateral, se deflectan sólo en el ala que se desea que baje, lo más probable es que lo hagan sólo los exteriores, por lo expuesto anteriormente (por el mismo motivo hay quien denomina a los exteriores, spoilers de vuelo, y a los interiores, de tierra). Si en este modo los spoilers ya están deflectados actuando como aerofrenos en vuelo, y se mueve la palanca para bajar el ala derecha, los spoilers se mueven diferencialmente, existe una doble acción, se levantan un poco más los del ala derecha y se bajan un poco los de la izquierda.

Se denomina *mezclador de spoilers (spoilers mixer)* al dispositivo que teniendo como entradas los movimientos ordenados a los alerones, la posición de los aerofrenos de tierra y la de los aerofrenos de vuelo se encarga de controlar el movimiento diferencial de los alerones.

En la literatura anglosajona a veces se denomina *lift dumpers* a los spoilers utilizados como aerofrenos en tierra.

Como ya se vio es una situación muy común aquella en la que una deflexión de los alerones produce un movimiento de guiñada adversa. Para paliar este efecto existen algunas soluciones. Siguiendo con el ejemplo que venimos tratando de alabeo hacia la derecha, en el que el alerón derecho sube y el izquierdo baja, para lograr que se produzca una resistencia que tienda a guiñar el avión hacia la derecha, se puede hacer que los alerones se deflecten valores diferentes, siendo de mayor magnitud el movimiento del alerón que sube, el derecho, que el movimiento del alerón que baja, el izquierdo, con lo que el ala derecha, aquella que tiene un mayor ángulo de deflexión, tendrá más resistencia que la izquierda, ayudando, por tanto, a contrarestar la guiñada adversa. Esta solución se conoce como movimiento *diferencial de los alerones* o simplemente *alerones diferenciales*, fig. 14.21.

La diferencia en los valores de la deflexión de los alerones puede ser considerable, por ejemplo, de 30° en el que sube y 15° en el que baja.

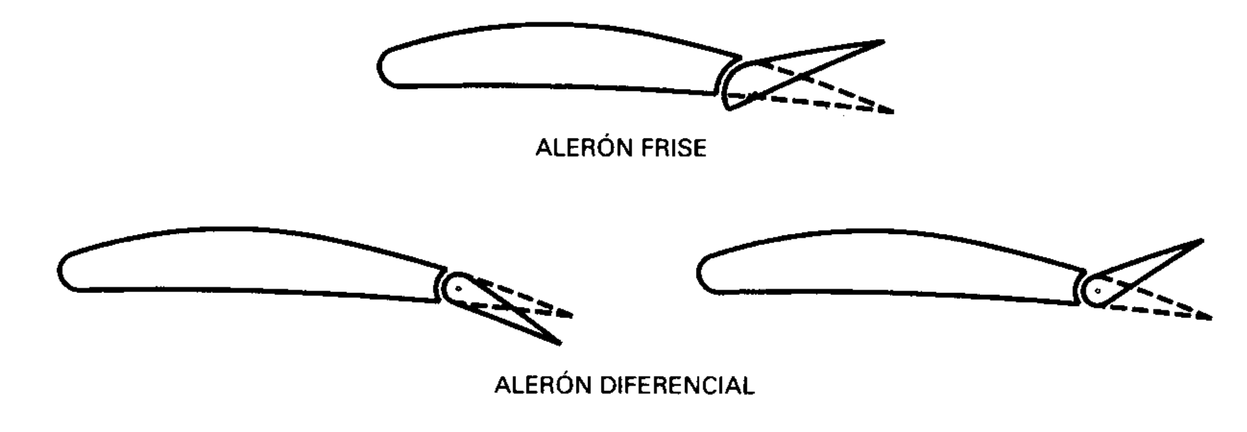


Fig. 14.21.

Otra solución estriba en el diseño del alerón, y se conoce con el nombre de *alerones Frise*, consiste en hacer que el eje de giro o charnela, esté situada en o por debajo de la superficie del alerón, de modo que en el alerón que sube, el derecho, su parte delantera sobresale por debajo del ala quedando inmersa en la corriente de aire, y aumentando la resistencia del ala derecha, fig. 14.21. Los alerones Frise tienen la ventaja de que son menos propensos a la formación de hielo, ejemplos típicos de aviones con este tipo de alerones fueron los Focke-Wulf 190 y los Spitfire de la II Guerra Mundial.

Para amortiguar o eliminar la guiñada adversa, se puede utilizar un acoplamiento mecánico, p. ej. muelle, de modo que cuando se mande en alabeo además se deflecte el timón de dirección en la magnitud y sentido adecuados, tanto si el pilotaje es manual como si es automático.

Por supuesto, repetimos una vez más que los spoilers originan guiñada favorable.

Lo normal es que en el establecimiento de un viraje siempre se necesite cierta cantidad de timón de dirección.

Si en un viraje el viento relativo incide al avión por la parte de afuera del giro, el viraje no es coordinado, el avión está derrapando.

14.15. AMORTIGUACIÓN DE ALABEO PRODUCIDA POR UNA VELOCIDAD ANGULAR DE ALABEO

Mientras que el avión tenga una velocidad angular de alabeo p, se está originando un momento de signo contrario que tiende a oponerse al movimiento, esta amortiguación es análoga a la que se producía en guiñada cuando existía una velocidad angular de guiñada. Vid.14.9.

La semiala que baja, debido al giro, tiene una determinada velocidad vertical hacia abajo; esta velocidad vertical la experimenta cualquier sección de la semiala, sólo que la magnitud va decreciendo conforme la seccion está más lejos de la punta. Análogamente, ocurre con la semiala que sube, respecto a la velocidad vertical hacia arriba que experimenta. La distribución de velocidades que tiene el ala respecto al aire, se representa en la fig. 14.22.



Fig. 14.22.

La corriente de aire que afecta al ala, será pues debida a dos movimientos; el de avance del avión, y el de giro de las alas. Considerando el avión en reposo, y el aire moviéndose, estos dos movimientos darán lugar a que la semiala que baja, esté sometida a un ángulo de ataque mayor que la que sube, ángulo de ataque que por otro lado va disminuyendo desde la punta al encastre. La semiala que baja, tendrá, por tanto, una sustentación mayor que la que sube, y habrá un momento que tenderá a contrarrestar el provocado por los alerones; es decir, crea un *momento amortiguador.*

Una medida de la potencia del control que se puede efectuar con los alerones viene determinada por la velocidad estacionaria de alabeo p que son capaces de producir.

Esta velocidad angular constante se alcanza cuando ambos momentos, el de control producido por la deflexión de los alerones y el de amortiguación son iguales

Una vez que el avión ha alcanzado el ángulo de alabeo deseado, es decir, está realizando un viraje estacionario, la palanca debe volver teóricamente al centro, si no el avión seguiría girando (normalmente en un viraje ya establecido, régimen estacionario, las deflexiones que se pueden necesitar de alerones y timón de dirección serían si acaso muy pequeñas).

Un parámetro muy importante en el valor de la potencia de control de alabeo, y en las actuaciones en general de alabeo, es

$$\frac{pb}{2\,V}$$

este parámetro proviene de que el valor de la velocidad vertical en las puntas de las alas debido a la velocidad angular de alabeo, p, es el producto de ésta por el valor de la semienvergadura

$$p\frac{b}{2} \quad en\ m/s$$

la composición de esta velocidad en las puntas de alas con la velocidad del avión V, produce una variación de ángulo de ataque en las puntas de las alas, si es de pequeño valor, de

$$\Delta\alpha = \frac{pb}{2V} \quad rad.$$

el valor de este parámetro puede ser del orden de 0,075.

En definitiva existe una oposición o resistencia del ala al movimiento de balanceo, a la que contribuye también la cola. Esta amortiguación del movimiento de balanceo se expresa con la variación del coeficiente C_l de balanceo producida por un movimiento de balanceo de velocidad angular p y se expresa por C_{l_p}, que por oponerse al movimiento tendrá signo negativo. En el caso de que el ala que baja entre en pérdida, puede tener valor positivo, y empezaría el fenómeno de la autorrotación, como en la barrena.

14.16. MOMENTO DE BALANCEO PRODUCIDO POR UNA GUIÑADA

Si el avión tiene un movimiento de guiñada hacia la derecha, el ala izquierda se moverá más rápidamente y desarrollará momentáneamente más sustentación que el ala derecha, produciéndose, por tanto, un momento de balanceo (y giro lateral) hacia la derecha.

La variación de momento de balanceo C_l producida por una velocidad de guiñada r, se representa por C_{l_r}. Si el plano vertical de cola es grande, su contribución a esta derivada puede ser elevada. Esta derivada de estabilidad es positiva.

14.17. ESTABILIDAD DINÁMICA LATERAL Y DIRECCIONAL

En el estudio que hemos efectuado de las estabilidades estáticas direccional y lateral, hemos visto como movimientos de balanceo originaban movimientos de guiñada y viceversa.

En la estabilidad dinámica, la combinación de todos estos efectos da lugar a diversos modos de oscilación que además dependen de la distribución

de masas en el avión; esto es, de los momentos de inercia respecto a cada uno de los tres ejes.

Existen dos modos importantes, que se denominan:

a) Divergencia espiral.

b) Balanceo del holandés. (Dutch Roll).

Expondremos brevemente cada uno de ellos.

a) *Divergencia espiral*.–Suele darse en los aviones que tienen mucha estabilidad estática direccional, y un efecto de diedro pequeño.

Puede observarse fácilmente perturbando el avión a partir de su posición de equilibrio, mediante un pequeño accionamiento del timón de dirección, o de los alerones.

Supongamos que debido a un accionamiento de los alerones, o por cualquier perturbación, el avión se aparta de su posición horizontal, de forma que incline hacia abajo el ala izquierda, y aparezca un resbalamiento, por una parte, el avión reacciona tendiendo a girar a la izquierda y poniendo el morro en dirección al viento; por otra, y debido al efecto del diedro, tiende a levantar el ala izquierda; si el primer movimiento predomina sobre el segundo (gran estabilidad direccional comparada con el efecto del diedro), nos encontraremos con que el avión se ha aproado al viento, mientras que el ala izquierda sigue todavía abajo al no haber tenido tiempo de recuperar su posición horizontal.

El avión se habrá desviado, por tanto, de su ruta hacia la izquierda, y además, seguirá con el ala izquierda inclinada hacia abajo, y empezaría a repetirse otra vez el movimiento, resultando una espiral suave que se iría acentuando cada vez más si el piloto no controlara este movimiento.

b) *Balanceo del holandés*.–Aunque en el capítulo 8 se ha expuesto someramente el tipo de oscilación conocido con el nombre de *balanceo del holandés*, vamos a insistir en él.

Ocurre cuando el avión presenta una estabilidad lateral grande comparada con la direccional; es decir, cuando el efecto del diedro es predominante.

Así, como la divergencia espiral era un modo no oscilatorio, el balanceo del holandés sí lo es y proviene de la superposición de dos oscilaciones, una lateral y otra de guiñada.

El balanceo del holandés puede ser bastante molesto a causa de que el período de las oscilaciones es pequeño.

La forma en que puede producirse, es análoga a la de la divergencia espiral; esto es: por una perturbación o un accionamiento de los alerones o timón de dirección.

Supongamos que al avión, mediante un accionamiento del timón de dirección o una perturbación, se le somete a una guiñada hacia la izquierda; el viento le llegará de forma que incida frontalmente (especialmente si tiene flecha acusada) sobre el ala derecha, ésta tendrá más sustentación que la izquierda, luego el ala izquierda bajará y la derecha subirá (giro lateral a la izquierda); por el efecto de la guiñada adversa el avión tenderá a guiñar hacia la derecha. Mientras, el momento amortiguador de balanceo habrá contrarrestado completamente el giro lateral, e incluso iniciado la recuperación. Al guiñar ahora el avión hacia la derecha, el ala izquierda subirá al tener más sustentación que el ala derecha, que bajará, y así, se irá repitiendo el ciclo. Como estos dos movimientos alrededor del eje *OX* y *OZ* van superpuestos al avance longitudinal del avión, las puntas de las alas van describiendo pequeños círculos. El balanceo del holandés es más acusado a baja velocidad y C_L grande. Los momentos de guiñada que se van produciendo a causa de los giros laterales, pueden corregirse con el timón de dirección; para lograrlo, los movimientos del timón deben ser grandes, rápidos y ejecutados en el momento preciso.

Sintetizando, el balanceo del holandés:

- Tiene un período muy corto de unos pocos segundos.
- Se produce en aviones con mucho efecto del diedro, estabilidad lateral, comparada con la direccional.
- Los aviones con ala en flecha regresiva, que tienen un efecto del diedro grande, son muy propensos a manifestarle.
- Los aviones con ala alta, en los que aumenta algo la estabilidad lateral, son más propicios a presentarle.
- La combinación flecha regresiva con ala alta, hace que para disminuir la estabilidad lateral, y por tanto, el balanceo del holandés, en muchos aviones de este tipo se utilice diedro negativo (anhedral), no sólo en las alas, sino algunas veces también en la cola.
- Es más perceptible, menos amortiguado, a ángulos de ataque grandes, velocidades pequeñas.
- Con el fin de prevenirle se puede aumentar la estabilidad direccional con una deriva ventral que es más efectiva que una dorsal a ángulos de ataque elevados.
- La altitud influye mucho, cuánto mayor sea ésta más perceptible se hace (menos amortiguado).

Puede ocurrir que si se ha determinado el valor del efecto del diedro para tener una estabilidad adecuada en crucero, velocidad elevada y ángulo de ataque pequeño, cuando se necesite un ángulo de ataque grande, por ejemplo en la aproximación, o con baja velocidad y mucha altitud, se presente el balanceo del holandés.

Es interesante observar que un avión tiende a manifestar el *balanceo del holandés* si tiene mucha estabilidad lateral, poca estabilidad direccional y valores grandes de C_L (velocidades pequeñas) y que las dos primeras condiciones son justamente las opuestas a las que hacen que se manifieste la divergencia espiral. En el proyecto del avión hará falta un compromiso, aunque se suele tender a evitar en lo posible el *balanceo del holandés,* ya que la divergencia espiral no presenta problemas desde el punto de vista del pilotaje.

Además de los dos modos descritos, existe un tercer modo menos importante, *roll subsidence,* que consiste en un movimiento de alabeo no oscilatorio, aperiódico (dead beat, fig. 12.3), normalmente muy amortiguado, y que no está acoplado a la divergencia espiral ni al balanceo del holandés.

Entre los sistemas de aumento de la estabilidad (Vid. 13.28), quizá el más usual es el de amortiguador de guiñada (yaw damper), utilizado para eliminar el balanceo del holandés. Básicamente consiste en aumentar algunas de las derivadas de estabilidad de las que hemos hablado.

Normalmente se modifica el valor de C_{nr} (amortiguación del momento de guiñada producido por una guiñada), de modo que la amortiguación sea mayor, esto es, que su valor sea más negativo. El sistema del amortiguador de guiñada consta básicamente de un giróscopo de régimen que mide la velocidad r de guiñada, generando una señal eléctrica que es tratada por un computador (o simplemente un amplificador) cuya salida es proporcional a r. Esta salida se utiliza para mover, a través de un actuador, el timón de dirección, de forma que la fase sea la apropiada para aumentar la amortiguación del movimiento. La constante de proporcionalidad entre el movimiento del timón de dirección y la velocidad de guiñada, r, se puede variar según los valores de la altitud y de la velocidad, o del número de Mach, suministrando estos datos al computador, ya que cuanto mayor sea el número de Mach se necesitará menos deflexión del timón.

14.18. OSCILACIONES INDUCIDAS POR EL PILOTO (PIO)

En los modos oscilatorios de corto período, puede ocurrir que los movimientos de control efectuados por el piloto, disminuyan la amortiguación del sistema, a causa de que no estén aplicados en el instante apropiado, es decir, que aunque pequeño, al ser el movimiento de corto período haga que el control se efectúe fuera de fase con lo que el piloto deseaba. Los factores de carga que se pueden alcanzar son considerables.

El desfase en la aplicación del control puede ocurrir por diversos motivos: retardo del piloto, retardo del sistema de control del avión (especialmente si es grande y complicado), y retardo del avión.

El desfase también puede ocurrir en los aviones equipados con sistemas de sensación artificial.

Caso de ocurrir este tipo de oscilaciones, lo mejor es dejar los mandos libres o dejarlos fijos, no intentando corregir las oscilaciones.

14.19. ACOPLAMIENTOS CRUZADOS

Se dice que existe acoplamiento cuando un movimiento de giro alrededor de uno de los ejes del avión produce movimientos sobre otros ejes.

Hasta ahora bajo la formulación de ciertas hipótesis, entre otras la de perturbaciones pequeñas, vimos en 12.6 que existe lo que se conoce como separación de movimientos, donde el único acoplamiento que aparecía era el lateral-direccional.

Así, existe acoplamiento cuando se efectúa un movimiento del timón de dirección (perturbación alrededor del eje *OZ*), ya que sabemos que se produce un giro lateral (eje *OX*). En cambio, una deflexión del timón de profundidad, origina un momento de cabeceo sin ninguna consecuencia, en cuanto a guiñada o balanceo; es decir, no existe acoplamiento. El tipo de acoplamiento que se produce por una deflexión del timón de dirección (o de los alerones), se debe exclusivamente a las características aerodinámicas, y se denomina acoplamiento aerodinámico.

A lo largo de este capítulo hemos venido estudiando este tipo de acoplamientos y es el que expresamos por medio de las derivadas de estabilidad: C_{np}, C_{lr} etc.

Hay también otro tipo de acoplamiento aerodinámico que se puede producir cuando el avión tiene ángulos de ataque muy grandes en donde los movimientos de cabeceo pueden inducir movimientos de guiñada y de alabeo, y viceversa.

Hacia el año 1950 empezaron a ocurrir una serie de incidentes hasta entonces desconocidos, que estaban relacionados con los cambios que se estaban produciendo en los nuevos aviones en la distribución de sus masas. Se pasó de aviones con un valor elevado del momento de inercia I_x, inercia en alabeo o inercia a girar alrededor del eje *OX*, Vid. 12.5, a aviones largos, esbeltos, con alas de poca envergadura y finas, en donde la mayor parte del peso estaba concentrado en o muy cerca del fuselaje, en definitiva con una inercia I_x de alabeo muy pequeña comparativamente con la inercia al cabeceo o a la guiñada, fig. 14.23, características éstas que presentan muchos aviones modernos, especialmente los cazas y en los que son de esperar velocidades de alabeo elevadas. Este tipo de configuración del avión puede producir el *acoplamiento de inercia.*

Aunque todos los movimientos laterales-direccionales están acoplados, *el único que puede presentar problemas graves para la integridad estructural del avión es el acoplamiento como resultado de un movimiento de alabeo,* al que nos vamos a restringir. El movimiento en alabeo puede producir movimientos de cabeceo y direccionales muy variados. El movimiento resultante del avión no sólo depende del acoplamiento de inercia, sino también del aerodinámico y del grado de estabilidad estática del avión según los tres ejes.

En este tipo de acoplamiento un factor de gran importancia es el producto de inercia I_{xz}, que a causa de la simetría del avión se puede suponer que es una medida de la distribución de masas según el eje *OX*. *Cuanto mayor sea el valor del* producto de inercia I_{xz} mayores serán los momentos de cabeceo y de guiñada producidos por una velocidad de alabeo.

Otro fenómeno de este tipo es el conocido como *autorrotación en alabeo,* y que pudiera presentarse a ángulos de ataque pequeños o negativos en una maniobra de alabeo, resultando

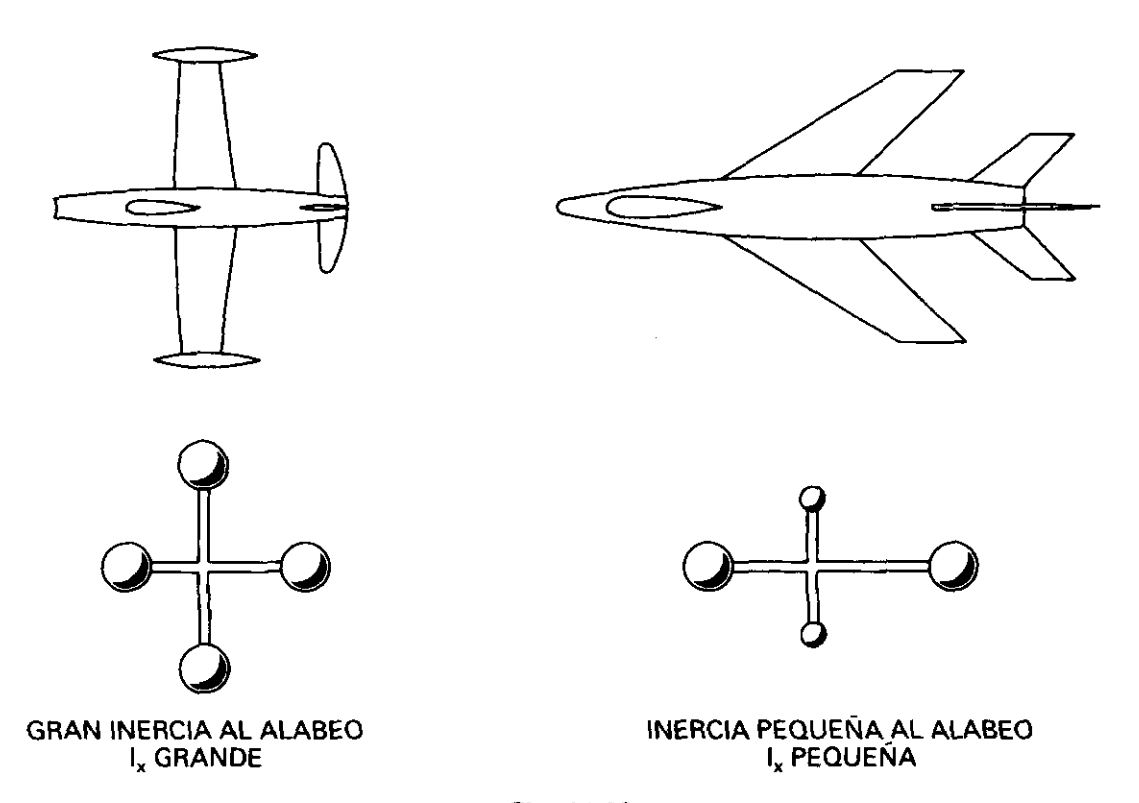


Fig. 14.23.

de los acoplamientos que se producen, un movimiento continuo de alabeo, imposible de detener incluso aplicando a tope el mando lateral. El único modo de aliviar esta tendencia a la autorrotación es aumentar el ángulo de ataque. Cuanto mayor sea el *efecto del diedro* más posibilidad habrá de que se presente este fenómeno.

Resumiendo:

- Si las inercias del avión en cabeceo y en guiñada son de valor grande respecto a las estabilidades estáticas correspondientes, el avión puede tener movimientos divergentes de cabeceo y de guiñada durante una maniobra de alabeo.
- Lo más normal es que se presente antes una divergencia en guiñada que en cabeceo, generalmente causado por un valor no adecuado de la derivada de estabilidad $C_{n\beta}$.
- Puede presentarse el fenómeno de la autorrotación lateral.
- Un modo de prevenir los acoplamientos es imponiendo restricciones por dos vias diferentes, a) entrenamiento del piloto, y b) instalando limitadores de la velocidad de alabeo y dispositivos que aumenten el amortiguamiento angular.

14.20. LA BARRENA

La diferencia fundamental de la barrena, respecto a otras condiciones de vuelo, es que el avión está en pérdida. La barrena difiere de *divergencia espiral*, que hemos estudiado en 14.17, en que los ángulos de ataque en este caso son pequeños, mientras que en la barrena son grandes. Normalmente, la velocidad del aire y la velocidad vertical de descenso suelen ser pequeñas.

La barrena es una maniobra muy complicada en la que intervienen movimientos respecto a los tres ejes del avión, y en la que la pérdida viene agravada por la autorrotación.

Si suponemos al avión en una actitud en la que se produce la pérdida, esto es, con un ángulo de ataque muy grande, y se accionan los alerones, el ala que sube, experimenta una reducción del ángulo de ataque, y la que baja un aumento, que hace que entre en pérdida completamente, disminuyendo, por tanto, su sustentación apreciablemente. El ala que sube, en cambio, tendrá mucha sustentación fig. 14.24.

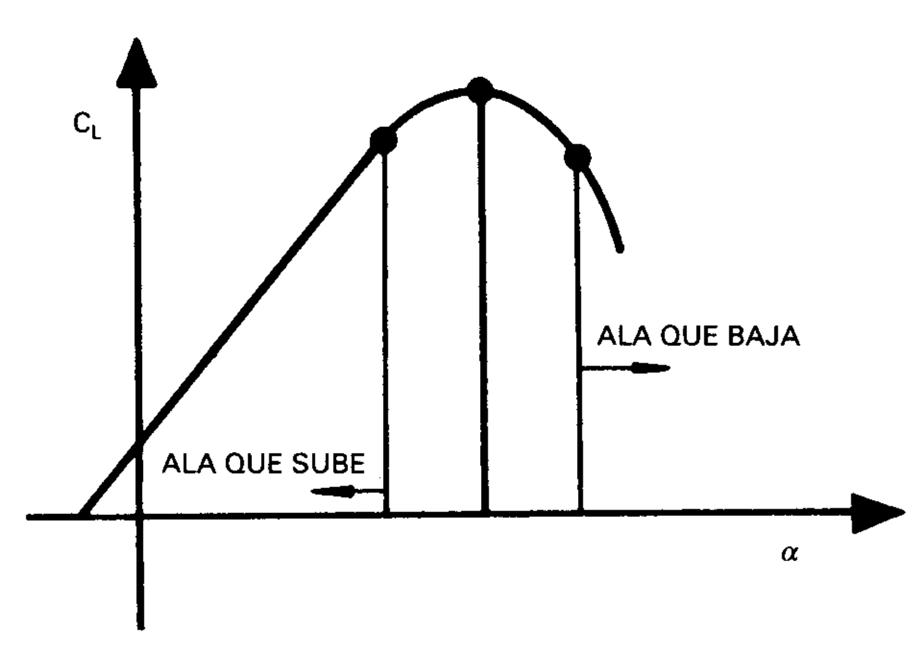


Fig. 14.24.

De la misma forma, el ala que baja, al aumentar su ángulo de ataque, aumenta su resistencia, mientras que la que sube la disminuye fig. 14.25.

Los resultados son un movimiento de giro lateral, con un ala en pérdida, y un movimiento de guiñada. El giro lateral no se amortigua, debido a que el ala está en pérdida, sino que tiende a aumentar, (autorrotación).

El avión inicia de esta forma un movimiento de tipo espiral, que se conoce con el nombre de barrena. La trayectoria es una curva helicoidal de eje vertical. El paso de la hélice es muy grande respecto al radio.

Por la forma en que se produce, vemos que es condición casi indispensable para conseguir un movimiento de este tipo que el avión, primero entre en pérdida, y además, dependerá de las características de estabilidad, y de la forma en que se produzca la pérdida del ala (primero por las puntas o por el encastre).

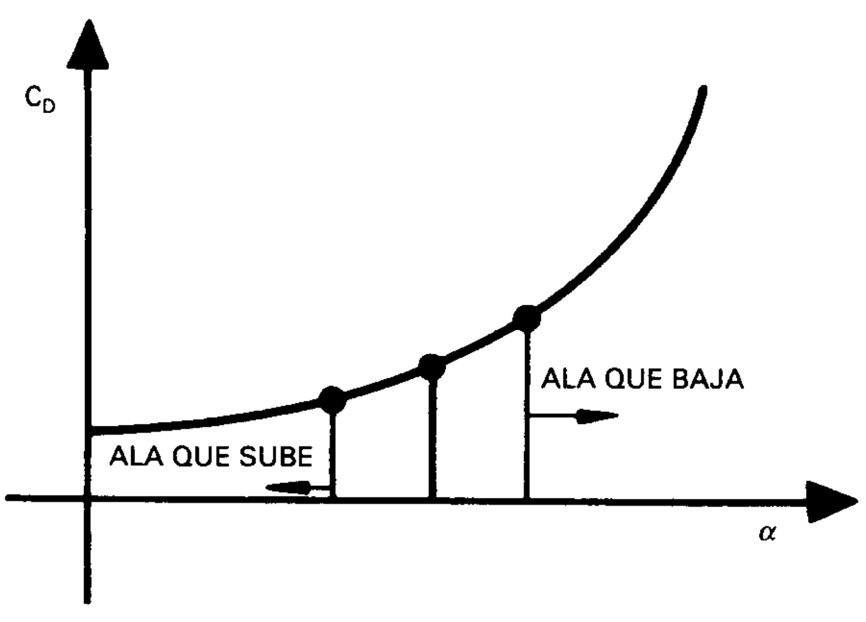


Fig. 14.25.

Un avión con alta estabilidad direccional, al poder disminuir el movimiento de guiñada que se produce, sería favorable desde el punto de vista de evitar la barrena.

Para salir de la barrena, vemos que será necesario *sacar* al avión de la pérdida, y evitar el movimiento de guiñada. Lo primero, puede conseguirse, picando mediante el timón de profundidad, con el fin de disminuir el ángulo de ataque, y lo segundo, metiendo el pie contrario, Normalmente, el procedimiento más seguro, es actuar primero sobre el timón de dirección (metiendo pie contrario) y después, actuar sobre el timón de profundidad, ya que éste no suele ser suficientemente efectivo si el avión está todavía girando. La acción sobre los alerones suele ser inútil ya que carecen en estas condiciones de efectividad. De todas formas, lo expuesto no son más que generalidades, las maniobras a efectuar para sacar a un avión de la barrena podrán diferir según el tipo de avión que se considere. El ángulo de inclinación del eje del avión respecto a la horizontal, depende de la distribución de masas a lo largo del fuselaje.

En la fig. 14.26, se observa que suponiendo la masa total del avión repartida longitudinalmente en dos masas parciales, el giro a que se ve sometido el avión alrededor de su c. de g. produce unas fuerzas de inercia, que dan lugar a un momento que tiende a poner el avión horizontal. Ese momento depende de la distancia entre las dos fuerzas de inercia. Cuanto más juntas estén las masas, menor será la distancia entre ambas fuerzas, y menor el momento. En un avión con una distribución de masas muy alejadas longitudinalmente del c. de g., se podría pasar de una barrena normal a un tipo de barrena plana (eje del avión horizontal). Una barrena normal prolongada

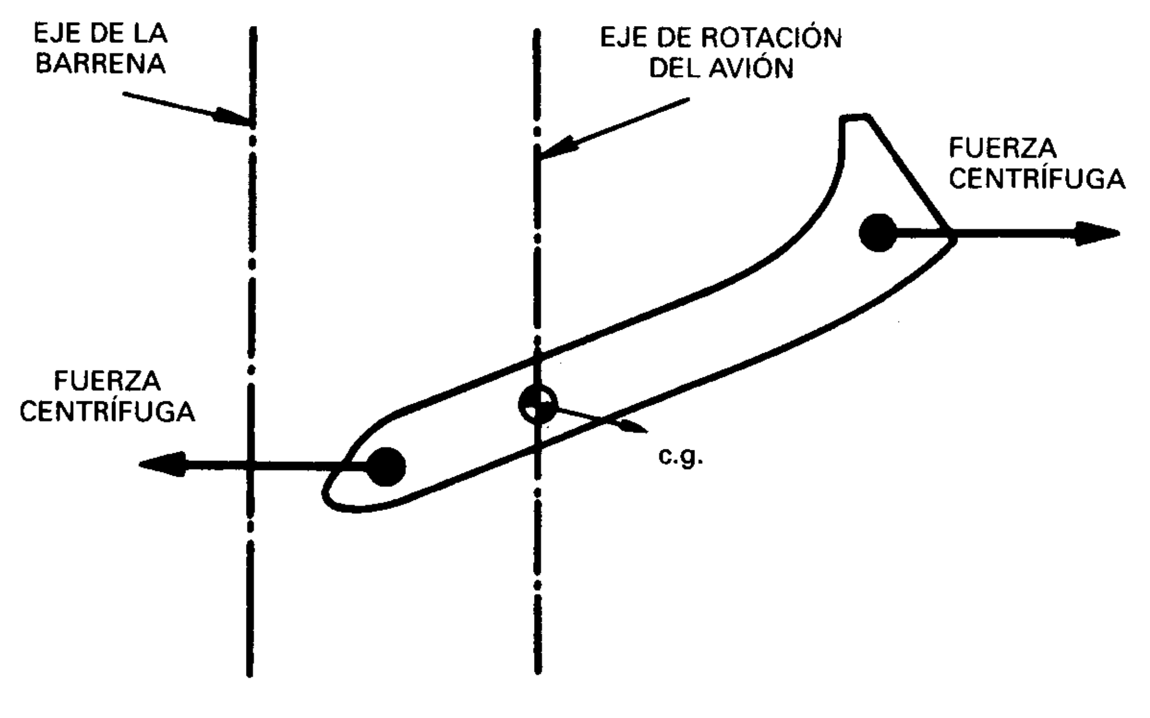


Fig. 14.26.

puede dar lugar a la plana. Como se puede comprender la posición del c. de g. tiene una gran influencia en que sea de una u otra clase.

Vamos a resumir los tres aspectos siguientes: *Aviso, características generales y recuperación de la barrena.*

- Se necesita estar próximo a la pérdida, por lo que si se quieren evitar es necesario tener en cuenta los avisadores de pérdida.
- Para cualquier actuación referente a la barrena: entrada, recuperación, etc., deben seguirse las instrucciones del Manual del Avión correspondiente.
- El procedimiento de entrada en la barrena es diferente de un avión a otro.
- En general, un avión debe estar en o a punto de entrar en pérdida antes de barrenar.
- Se puede provocar la barrena con una fuerte acción sobre el pedal en el límite de la pérdida.
- Hay un método, considerado como clásico, de iniciar una barrena: *Cruzar alerones y timón de dirección, y palanca al pecho.* (Algunos tipos de avión podrían necesitar que el movimiento de los alerones fuera en el sentido de la barrena).
- Se llegan a alcanzar ángulos de ataque muy grandes, del orden de 45°.

- En un ala recta una barrena puede estar caracterizada por: pérdida, alabeo y guiñada moderada.
- En un ala en flecha, la pérdida puede no estar tan bien definida, la autorrotación es más debil que en el ala recta y presentan un movimiento de guiñada muy grande.
- En muchas alas modernas de alargamiento muy pequeño y flecha, con la mayor parte de la masa distribuida a lo largo del eje longitudinal, la barrena tiende a aplanarse, alcanzando ángulos de ataque muy grandes y velocidades de descenso, *R/D*, elevadas
- En general para salir de la barrena:
  1.° Meter pie contrario a tope para disminuir la velocidad de giro
  2.° Timón de profundidad abajo para disminuir el ángulo de ataque.
  3.° En un ala recta suele bastar con las dos acciones anteriores: pie contrario y palanca adelante.
  4.° En un ala en flecha puede ser necesario actuar también sobre los alerones, en la dirección de la rotación (para provocar una guiñada adversa), los pedales contra la barrena como siempre.
  5.° Salir del picado.
- El medio principal para salir es el timón de dirección, por este motivo, es muy importante su emplazamiento respecto a la cola horizontal, ésta no debe apantallar al timón de dirección. Desde este punto de vista son convenientes las colas en T.
- Hay que tener cuidado al salir del picado para no entrar en pérdida.
- Si la velocidad de giro que predomina es la de alabeo, respecto al eje *OX*, es una barrena normal.
- Si la velocidad de giro que predomina es la de guiñada, respecto al eje *OZ*, es una barrena plana.
- La barrena plana es más peligrosa, tiene una gran velocidad de giro en guiñada, descenso poco pronunciado y ángulo de ataque (como en la barrena normal) muy por encima del de pérdida.
- Tiene mucha importancia la distribución de masas en el avión. Los momentos de inercia I_x e I_y conviene que sean muy diferentes para una buena recuperación.
- En algún caso difícil es necesario proveer al avión de paracaídas de cola para salir de la barrena.
- Para aviones monomotores de categoría normal, las normas, FAR 23 y JAR 23, exigen que sea posible salir de una barrena con una vuelta da-

da en no más de otra vuelta adicional, con los controles aplicados en la forma normal de recuperación, y que no se pueda llegar a barrenas incontroladas con cualquier actuación de los mandos.

14.21. AEROELASTICIDAD

La estructura del avión debe ser lo suficientemente fuerte para soportar las cargas aerodinámicas y de inercia, y lo suficientemente rígida para no deformarse excesivamente bajo dichas cargas.

Los materiales utilizados y la esbeltez de las estructuras, especialmente de las alas, hacen que el conjunto sea relativamente flexible lo que da lugar a deformaciones apreciables originadas por las elevadas cargas aerodinámicas a que se ve sometido, debido a las altas velocidades de vuelo.

Se denomina aeroelasticidad al conjunto de los efectos causados por la flexibilidad estructural.

Las distorsiones originadas en la estructura por las cargas a que se ve sometida son, en general, desestabilizadoras.

Los fenómenos aeroelásticos pueden dividirse en dos tipos:

- Estáticos, en los que las fuerzas de inercia tienen poca importancia. Dentro de este tipo están los fenómenos de la *divergencia del ala* y la *reversa de los alerones.*
- Dinámicos, las fuerzas de inercia sí son importantes. El fenómeno representativo es el *flameo (flutter).*

14.22. LA DIVERGENCIA DEL ALA

Cuando un ala está sometida a unos esfuerzos de torsión tiende a deformarse girando alrededor de un eje denominado eje de torsión. Si el ala es suficientemente rígida, la deformación por torsión apenas si es apreciable, pero si no es así, girará alrededor del eje de torsión, aunque la rigidez del ala genera unas fuerzas elásticas que tienden a oponerse a la torsión y a volverla a su posición inicial, fig. 14.27 (estas fuerzas son del mismo tipo que las que corresponderían a la originada por un muelle en espiral). La contribución de las fuerzas aerodinámicas puede dar lugar a que el ala recobre su posición primitiva o a alejarla de ella.

Solamente si las cargas aerodinámicas estuvieran aplicadas en el eje de torsión, no habría torsión y sólo habría flexión. En la fig. 14.28 se representan los ejes de torsión y de flexión.

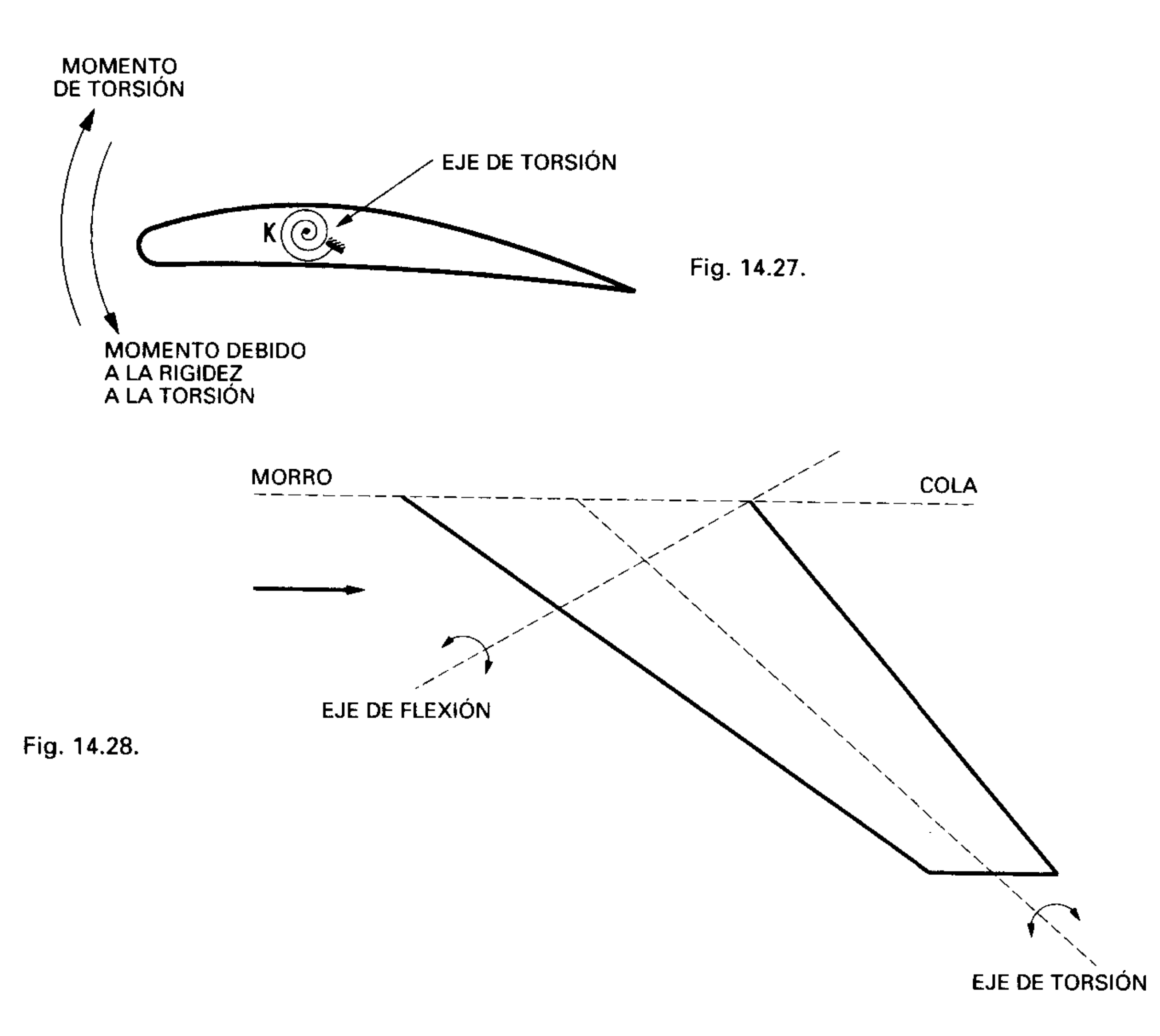


Fig. 14.27.

Fig. 14.28.

Consideremos un ala que se ha visto sometida a una pequeña torsión, como indica la fig. 14.29.a), se produce una variación de ángulo de ataque, y como consecuencia un incremento de sustentación que está aplicado en el centro aerodinámico c.a., si éste estuviera situado por detrás del centro de torsión el incremento de sustentación tiende a disminuir la torsión, pero si como ocurre la mayor parte de las veces el c.a. está por delante del centro de torsión tenderá a aumentar la torsión, fig.14.29.b), este aumento de torsión, produce a su vez un aumento del ángulo de ataque, de modo que el resultado es que el ala estaría cada vez más torsionada, fig. 14.29.c); naturalmente para que esto ocurra es necesario que la torsión que origina el incremento de sustentación venza las fuerzas elásticas debidas a la rigidez, a la torsión del ala, el incremento de sustentación como toda carga aerodinámica depende del cuadrado de la velocidad.

La velocidad mínima a la que ocurre la divergencia en un avión determinado se denomina *velocidad crítica de divergencia*, por encima de ella el ala continuaría aumentando su divergencia hasta que entrase en pérdida o se rompiese. La V_{MO} debe ser menor que esta velocidad.

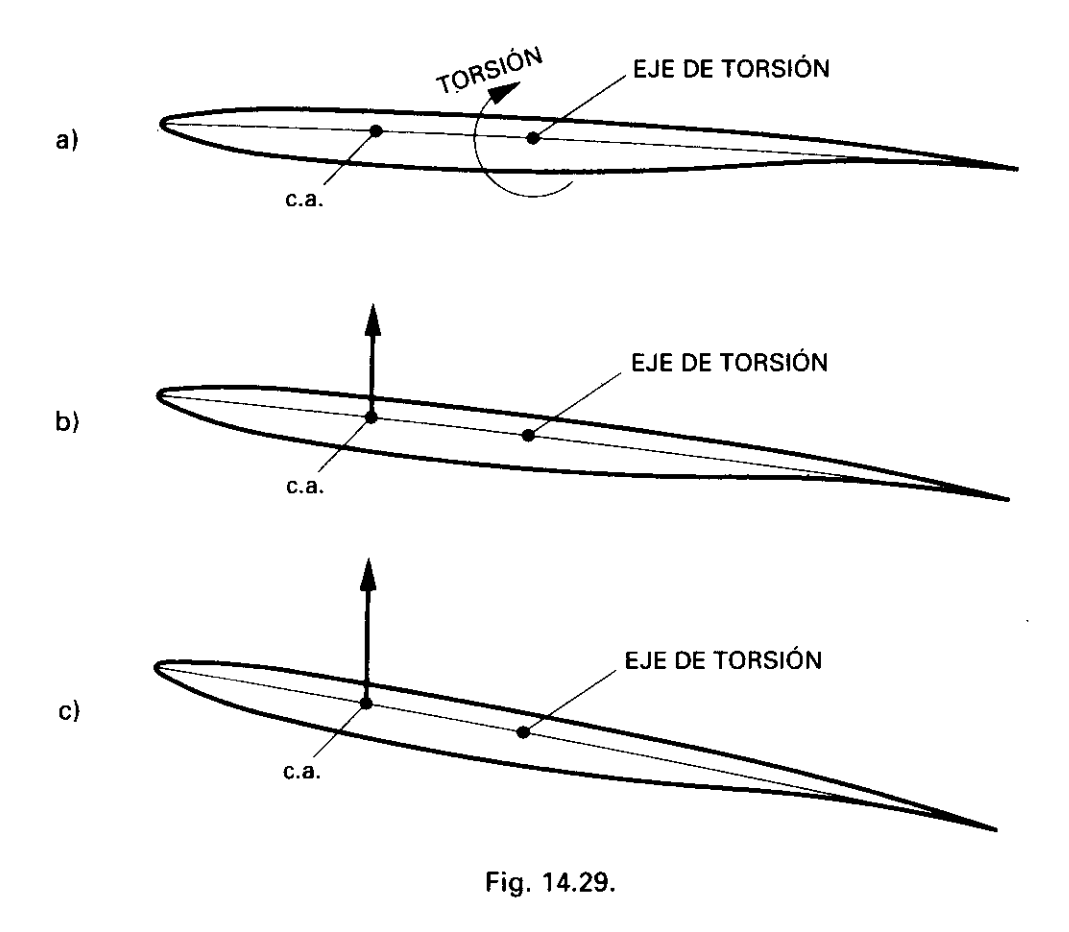


Fig. 14.29.

Además del momento de torsión a que se ve sometida el ala, también existe una flexión, como una viga en voladizo, que debido a las cargas aerodinámicas tiende a levantar las puntas de las alas respecto al encastre. En un ala con flecha progresiva esta flexión puede dar lugar también a una divergencia del ala análoga a la de torsión y cuyos efectos se sumarían.

Es destacable el hecho de que esta divergencia causada por la flecha se produce sólo cuando ésta es progresiva, porque en este caso, conforme la punta del ala se deflecta hacia arriba su ángulo de ataque aumenta. Si la flecha fuera regresiva al deformarse la punta hacia arriba el ángulo de ataque disminuiría *descargando* el ala de esfuerzos.

En general el problema de la divergencia del ala puede ser importante en alas con flecha progresiva y mucho alargamiento. Un ala con flecha regresiva es muy poco probable que presente este fenómeno.

14.23. LA REVERSA DE LOS ALERONES

Conforme sugiere su nombre, *la reversa de los alerones* es un fenómeno en el que el efecto que produce una deflexión de los alerones es el contrario

del que normalmente se desea, y que suele estar asociado a alas de flecha regresiva y de poco espesor.

Igual que en el fenómeno de la divergencia del ala, la reversa de los alerones se presenta a valores altos de la presión dinámica, es decir a velocidades elevadas.

Se considera que el ala puede girar libremente alrededor de su eje de torsión oponiéndose a este giro su rigidez.

Si se deflecta un alerón hacia abajo, lo que realmente tenemos son otros perfiles con más curvatura, con una distribución de presiones diferente que produce dos efectos: un aumento de sustentación y un movimiento hacia atrás del c. de p. pudiendo quedar éste situado por detrás del eje de torsión. Si sucede esto y el ala es bastante flexible, el momento que existe respecto al centro de torsión hará que baje el b. a. del ala, fig. 14.30, disminuyendo el ángulo de ataque y la sustentación; la torsión será tanto mayor cuanto máyor sea la velocidad, depende del cuadrado de ésta, y a él se opone la rigidez a la torsión de la estructura del ala que es independiente de la velocidad y tiene un valor constante. La torsión se experimenta a lo largo de toda la envergadura y es tanto mayor cuanto más cerca de las puntas, la deformación va siendo aditiva, y reduciendo el ángulo de ataque y la carga aerodinámica en la punta del ala.

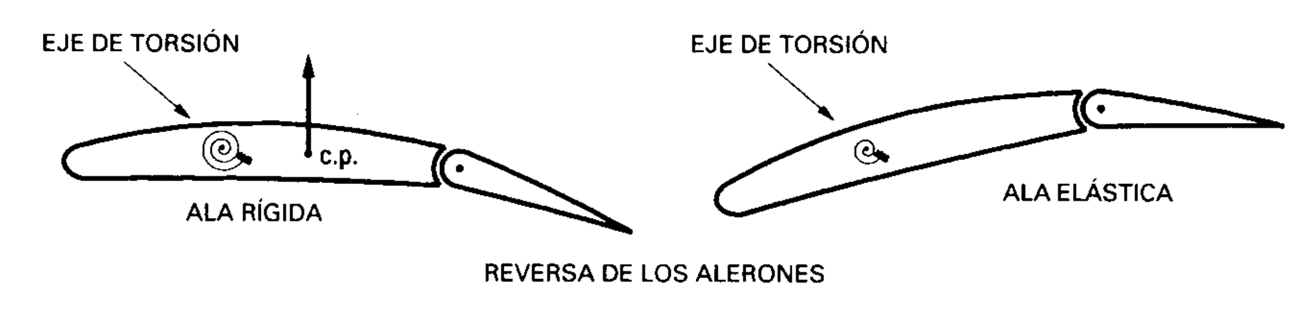


Fig. 14.30.

Al alcanzar una cierta velocidad la disminución de ángulo de ataque por la torsión produce un efecto mayor sobre la sustentación que el producido por el aumento de curvatura, originando una disminución global de la sustentación, esta velocidad se denomina *velocidad de inversión de los alerones*, a valores superiores a ella la respuesta del avión en alabeo es la contraria de la esperada y es imposible pilotar el avion.

Para evitar o disminuir la reversa de los alerones se puede:

– Utilizar a velocidades altas únicamente alerones interiores, aunque sean menos efectivos.

- Utilizar spoilers como mando lateral.
- Aumentar la rigidez del ala, lo que significa una penalización operativa por el aumento de peso.
- Utilizar tailerones como mando de alabeo.
- Por supuesto limitar la velocidad de operación, lo que también supone una penalización.

En aviones de émbolo de la II Guerra Mundial se encontraron con este problema al efectuar picados con motor metido. El famoso caza japonés Zero, tenía muy disminuida su capacidad de alabeo a alta velocidad por este motivo.

Este fenómeno también puede presentarse en los timones de dirección y de profundidad, lo que en modo alguno es permisible.

14.24. EL FLAMEO. FLUTTER

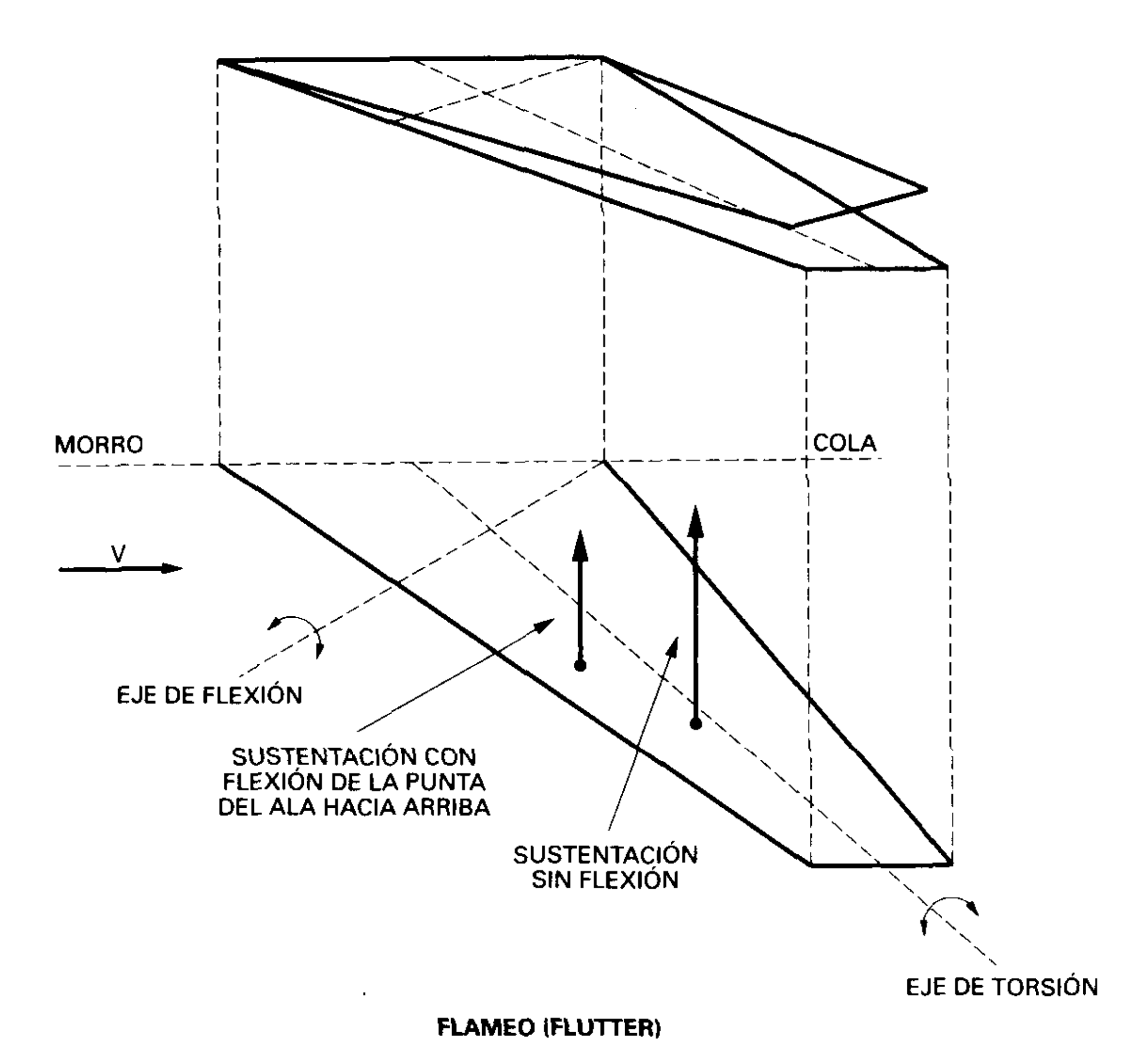
El flameo *flameo o flutter* es un fenómeno aeroelástico de tipo dinámico en el que intervienen las propiedades elásticas de la estructura, y fuerzas aerodinámicas y de inercia.

La distribución de masas junto con un grado apreciable de elasticidad que presentan los aviones modernos, hace que cada parte de la estructura tenga unas frecuencias naturales de oscilación, de modo que si la estructura se ve sometida a una fuerza excitadora de una frecuencia próxima a la natural se llegará a una condición de resonancia con peligro de rotura estructural.

Existen diversos tipos de flutter, veamos como se origina el flutter estructural del ala.

Imaginemos un ala en flecha de estructura flexible; si por cualquier motivo las puntas de las alas tuvieran una deflexión hacia arriba, a causa de la posición del eje de flexión, fig.14.31, el ángulo de ataque de las puntas disminuiría y la sustentación local sería menor que en el centro, la nueva sustentación total tendría un menor valor y su punto de aplicación se habría movido hacia el fuselaje, y al mismo tiempo hacia adelante a causa de la flecha. Si el punto donde ha quedado aplicada la sustentación está por delante del eje de torsión del ala, lo anterior produce una torsión que se opone a los efectos de la flexión (torsión aumentando el ángulo de ataque en la punta).

Como resultado se producen al mismo tiempo oscilaciones de torsión y de flexión, que no tienen porqué estar en fase, así p. ej. cuando la flexión es máxima la torsión puede ser nula (desfase de 90°), estos movimientos combinados de flexión-torsión del ala tienen una frecuencia determinada que si coincide con la frecuencia natural del ala da lugar al flameo de la misma.



FLAMEO (FLUTTER)

Fig. 14.31.

En el fenómeno intervienen fuerzas aerodinámicas y éstas dependen del cuadrado de la velocidad, denominándose *velocidad crítica del flutter* a la mínima velocidad a la que ocurre esta resonancia. Es necesario asegurarse de que el avión nunca la alcanza.

El tipo de flutter descrito podríamos llamarle flutter estructural, pudiéndose presentar también en la cola, tanto en la horizontal como en la vertical.

El fenómeno descrito de flutter en las alas está muy afectado por la distribución de las masas en las mismas, y puede retrasarse o reducirse por medio de la colocación de motores en las alas, por delante del eje de torsión, el efecto que producen es el de equilibradores de las masas del ala (*mass balancig)* y su situación es un compromiso entre los valores de la V_{MC} y la rigidez del ala.

Como vemos las alas con flecha regresiva pueden producir flutter, y las de flecha progresiva divergencia del ala, este es uno de los motivos por los que

se han investigado las alas en M y W, normalmente con el trozo de flecha progresiva menor que el de flecha regresiva.

Otro tipo importante es el *flutter de las superficies de control*, que se puede presentar cuando éstas se mueven a través de cables, teniendo gran influencia la elasticidad de éstos. Consideremos p.ej. el caso de un alerón (o de un timón de profundidad) en el que su c. de g. está situado por detrás del eje de charnela, fig. 14.32, y que el avión, cuando está en vuelo estacionario, sufre una perturbación que desplaza el ala hacia arriba; debido a la posición del c. de g. del alerón, la inercia de éste hace que se desplace hacia abajo respecto al ala, lo que origina una mayor sustentación, que ayuda al movimiento hacia arriba del ala que inicialmente había sido perturbada, esto a su vez deflecta más hacia abajo el alerón. A todo esto tiende a oponerse la rigidez del sistema de control, sin embargo, en ciertas circunstancias se pueden desarrollar oscilaciones no amortiguadas que depende entre otros factores de la velocidad de vuelo y que pueden llegar a producir fallo estructural. El valor de la frecuencia es tanto mayor cuanto mayor es la velocidad.

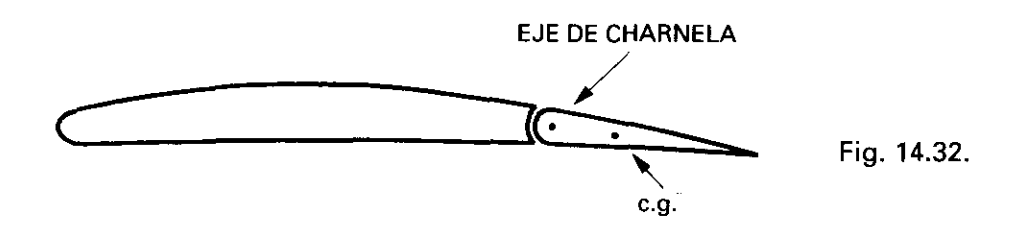
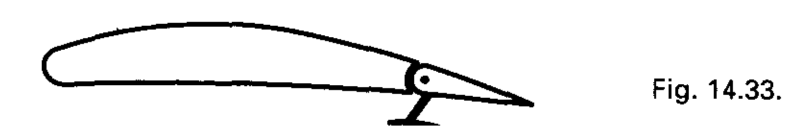


Fig. 14.32.

Estas oscilaciones de la superficie de control son las que se conocen como *flutter del alerón* (o del timón de profundidad, etc.). La solución para evitarle es simple, basta con alterar la distribución de masas del alerón de modo que su c. de g. coincida o esté por delante del eje de charnela. Esta distribución de masas suele llevar aparejada la necesidad de colocar pesos muertos de valor considerable, y se denomina *equilibrado de masas (mass balancing)*, fig. 14.33.

Los aviones dotados de sistema de potencia para mover las superficies de control son poco propensos a manifestar este tipo de flutter, ya que los martinetes hidráulicos, al contrario que los cables, proporcionan una conexión prácticamente inelástica.


Fig. 14.33.

15
Ondas de choque y expansión

15.1. ONDAS ORIGINADAS POR UN MÓVIL

Como vimos en 1.10, cualquier perturbación de pequeña amplitud de la presión en un punto de un fluido, se propaga en el seno de éste, con la velocidad del sonido, y suponiendo que las transformaciones que acompañan a la propagación son adiabáticas y el fluido un gas perfecto, la velocidad del sonido venía expresada únicamente en función de una variable, la temperatura, siendo C la velocidad del sonido:

$$C = \sqrt{\gamma \cdot R' \cdot T}$$

Supongamos un punto en una masa fluida, por ejemplo, la atmósfera, en el que se están produciendo unas perturbaciones de presión. Si el punto permanece en reposo, las perturbaciones se propagarán en todas direcciones con la misma intensidad y con la velocidad del sonido.

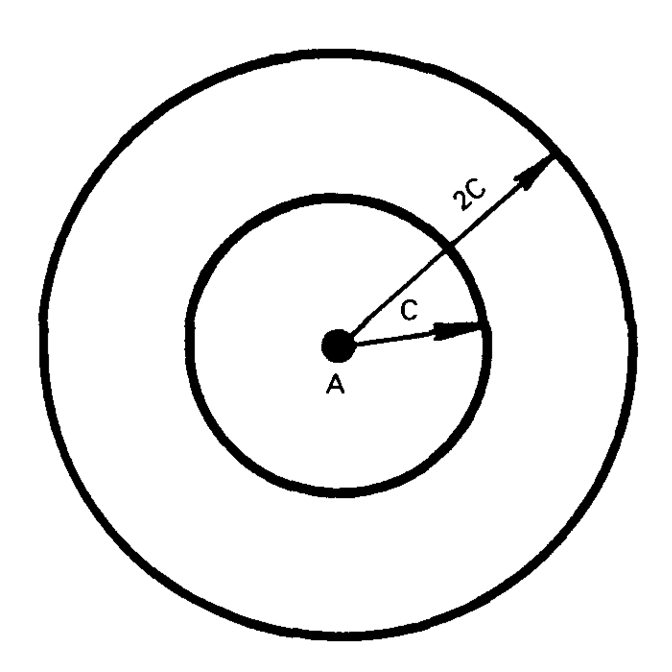


Fig. 15.1.

Al cabo de un cierto tiempo, por ejemplo, 1 segundo, la perturbación originada en un punto *A* se habrá propagado una distancia *C* en todas direcciones; al cabo de 2 segundos, una distancia *2C*, etc., fig. 15.1.

Si el punto *A* no permaneciera en reposo, sino que se estuviera moviendo con una velocidad *V*, menor que la velocidad del sonido, al principio ocupaba la posición A_0, al cabo de 1 seg., ocupará la posición A_1, habiéndose desplazado una distancia *V*; las perturbaciones de presión originadas cuando estaba en la posición A_0, se habrán propagado con la velocidad del sonido en todas direcciones una distancia *C*, fig 15.2. Al cabo de 2 segundos, el punto ocupará la posición A_2, la distancia $A_2\,A_0$ será *2V*, las perturbaciones de presión originadas cuando estaba en A_0 se habrán propagado una distancia *2C* en todas direcciones, y las perturbaciones originadas cuando estaba en A_1 se habrán propagado una distancia *C*, fig. 15.3.

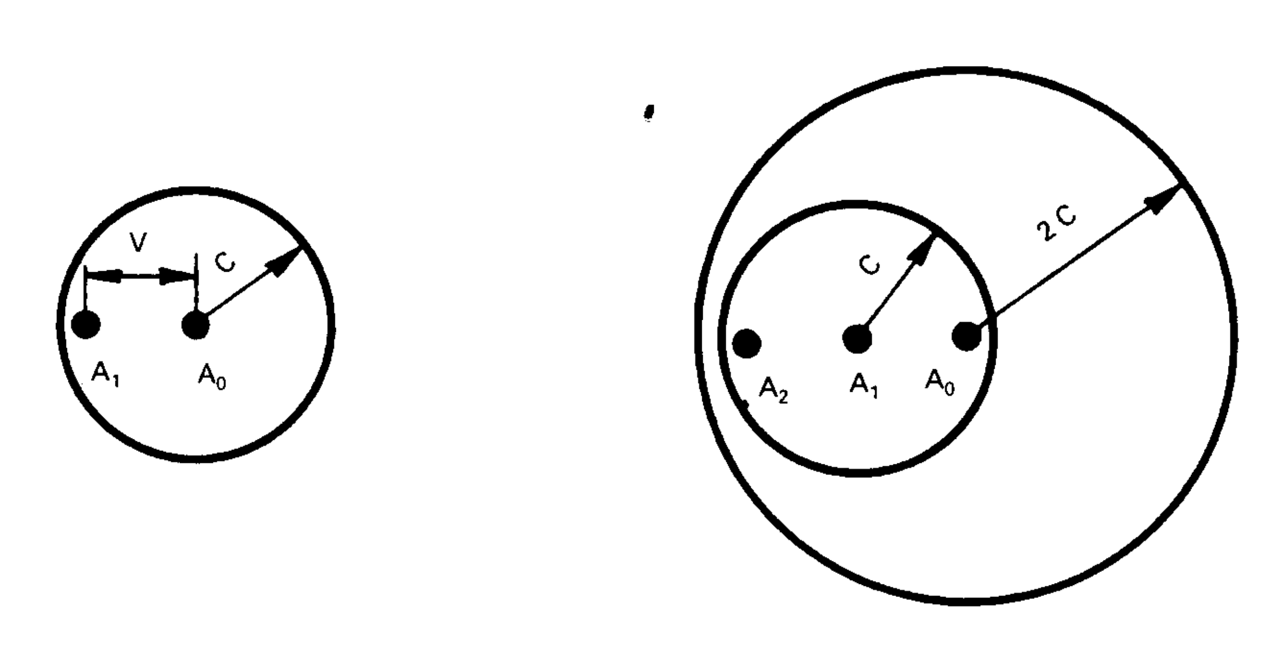


Fig. 15.2.

Fig. 15.3.

Al cabo de 3 segundos, razonando de igual forma, tendríamos la fig. 15.4.

Observamos que este caso, en el que el móvil se desplaza con una velocidad inferior a la del sonido, el aire que está por delante del móvil *tiene conocimiento* de que el cuerpo se está acercando antes de que éste llegue, ya que las perturbaciones de presión van por delante del mismo, debido a que la velocidad del sonido es superior. Así, en el caso de un perfil moviéndose en el aire, con velocidad inferior a la del sonido, la distribución de presiones que existe en cada punto sobre el intradós y extradós, se propaga en todas direcciones, dando lugar al ya conocido cambio en la dirección de la corriente por delante del borde de ataque, fig. 15.5.

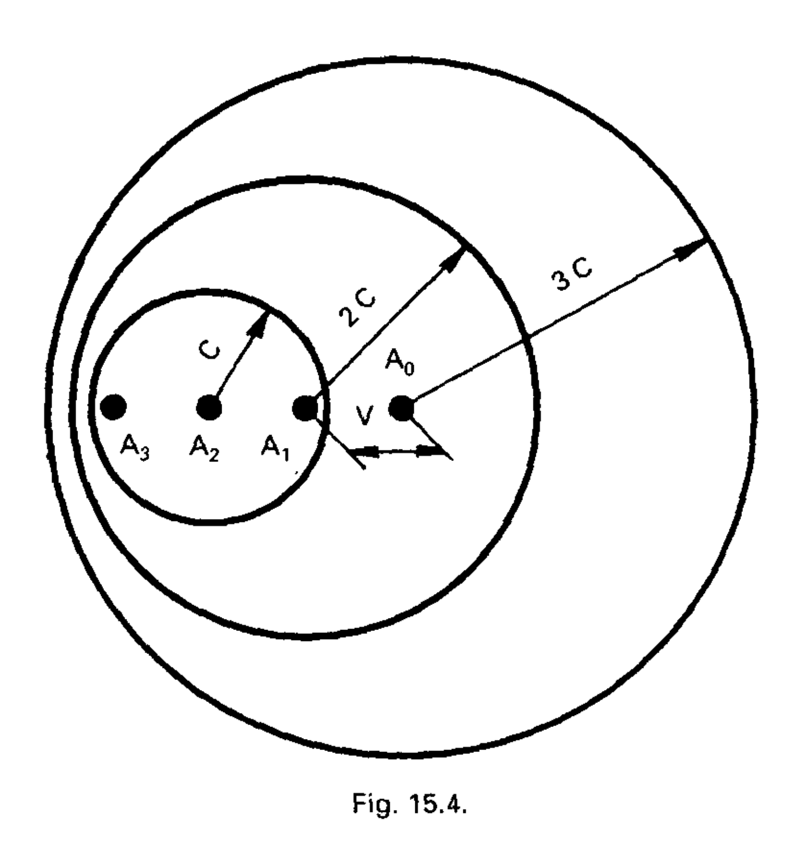
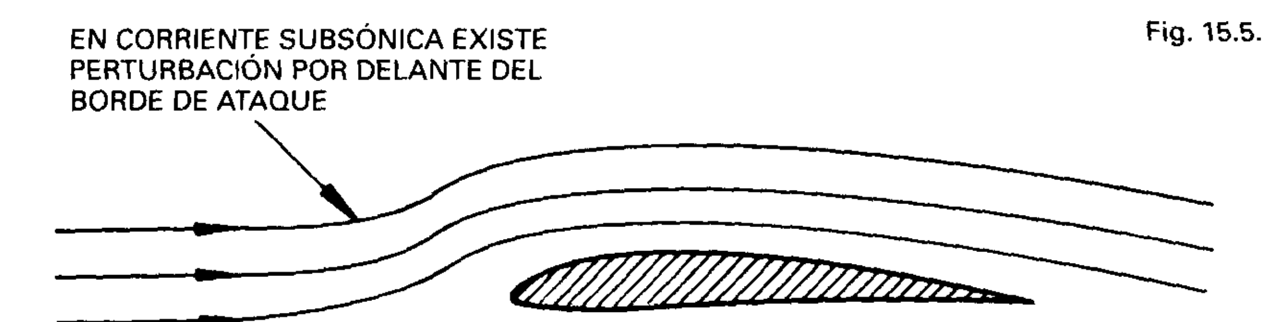


Fig. 15.4.

Fig. 15.5.



Cuando la velocidad del móvil que crea las perturbaciones de presión, fuera mayor que la del sonido, al cabo de tres segundos, el móvil se habría desplazado desde A_0 hasta A_3 una distancia *3V*, mientras que la perturbación se habría propagado en todas direcciones una distancia *3C*, menor que *3V*, fig. 15.6, la perturbación que había engendrado al encontrarse en A_1 (al cabo de 1 segundo), llevará recorrida en este momento la distancia *2C*, y la perturbación engendrada en el instante A_2 llevaría recorrida una distancia *C*. En este caso, el móvil viaja más deprisa que las ondas que produce, y las ondas individuales se van combinando formando un frente común, en el que las ondas, se refuerzan unas con otras, y dan lugar a una nueva, mucho

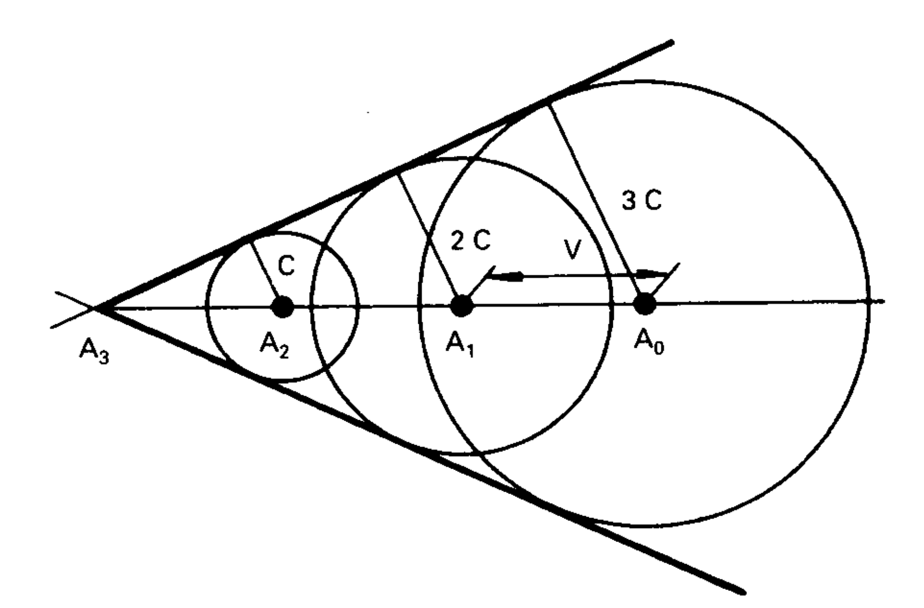


Fig. 15.6.

más fuerte, que es la tangente común a todas las ondas individuales. La parte de las ondas por delante del punto de tangencia pierde su identidad, estando absorbidas por la tangente común, fig. 15.7.

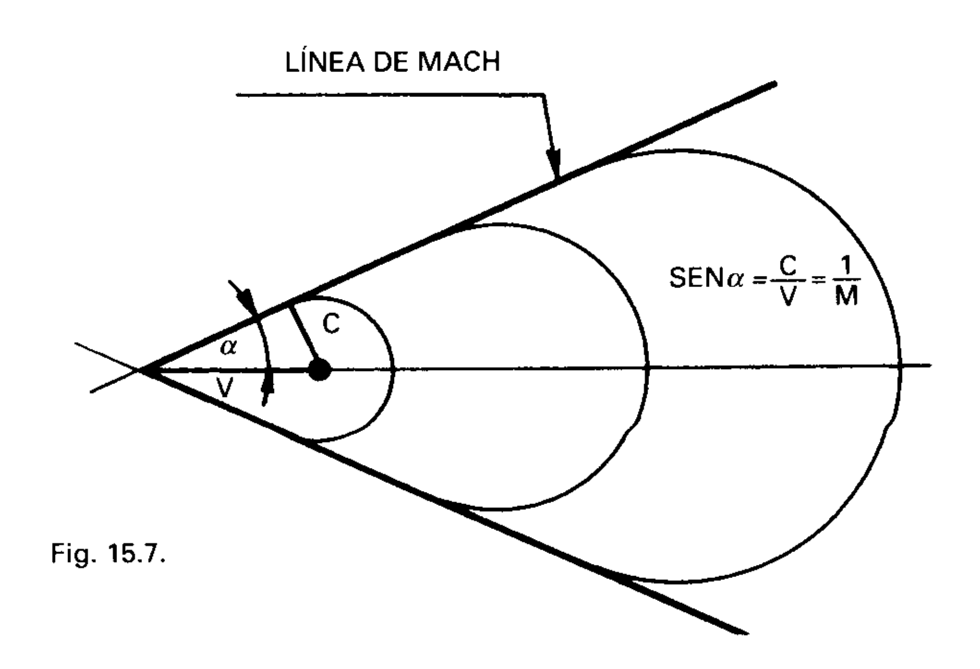


Fig. 15.7.

15.2. LÍNEA DE MACH Y ÁNGULO DE MACH

La línea tangente a todas las ondas individuales se denomina *línea de Mach*. Si el móvil es muy pequeño, o se observa a gran distancia, o no provoca cambios en la dirección de la corriente (por ejemplo, si fuera una placa plana), la presión, temperatura y densidad serían las mismas, antes y des-

pués de la línea de Mach. Pero si el cuerpo no fuera muy pequeño, o se produjeran cambios en la dirección de la corriente, la presión, temperatura, densidad y velocidad, antes y después de la línea de Mach serían diferentes, dando lugar a una onda de choque.

Se denomina ángulo de Mach al formado por la línea de Mach y la dirección del móvil fig. 15.7, verificándose que:

$$\text{sen}\ \alpha = \frac{C}{V} \qquad \text{o} \qquad \text{sen}\ \alpha = \frac{1}{M} \qquad [15.1]$$

es donde α es el ángulo de Mach.

El ángulo será tanto más pequeño cuanto mayor sea la velocidad del móvil.

15.3. ONDA DE CHOQUE

En el caso estudiado en los párrafos anteriores, en los cuales la velocidad del móvil era superior a la del sonido, se observa que la línea de Mach divide el espacio en dos partes; una que no ha sufrido ninguna perturbación, y la otra que está perturbada.

Si el móvil no es pequeño, o produce cambios en la dirección de la corriente, a un lado y otro de dicha línea, existen unos cambios en las condiciones termodinámicas del fluido (presión, densidad, temperatura, velocidad), la magnitud de estas perturbaciones depende de la forma del móvil, su velocidad, y la del sonido.

A estos cambios súbitos se los denomina ondas de choque. Éstas se dividen en dos grupos: ondas de choque normales y ondas de choque oblicuas.

Existen otro tipo de ondas en las que la densidad disminuye y la velocidad aumenta, se las conoce como *ondas de expansión*.

Los cambios que hemos dicho que se verifican en las magnitudes termodinámicas vienen completamente definidos por el ángulo de Mach, y éste a su vez está determinado por el cuerpo que produce la onda de choque.

15.4. ONDAS DE COMPRESIÓN. ONDA DE CHOQUE OBLICUA

Consideremos ahora un cuerpo en forma de cuña como en la fig. 15.8, moviéndose a velocidad supersónica, es evidente que las líneas de corriente deben cambiar de dirección al encontrarse con dicho obstáculo. Estamos en un caso en el que se producirá una onda de choque, que estará situada en los puntos en donde la corriente cambia de dirección. La posición de la on-

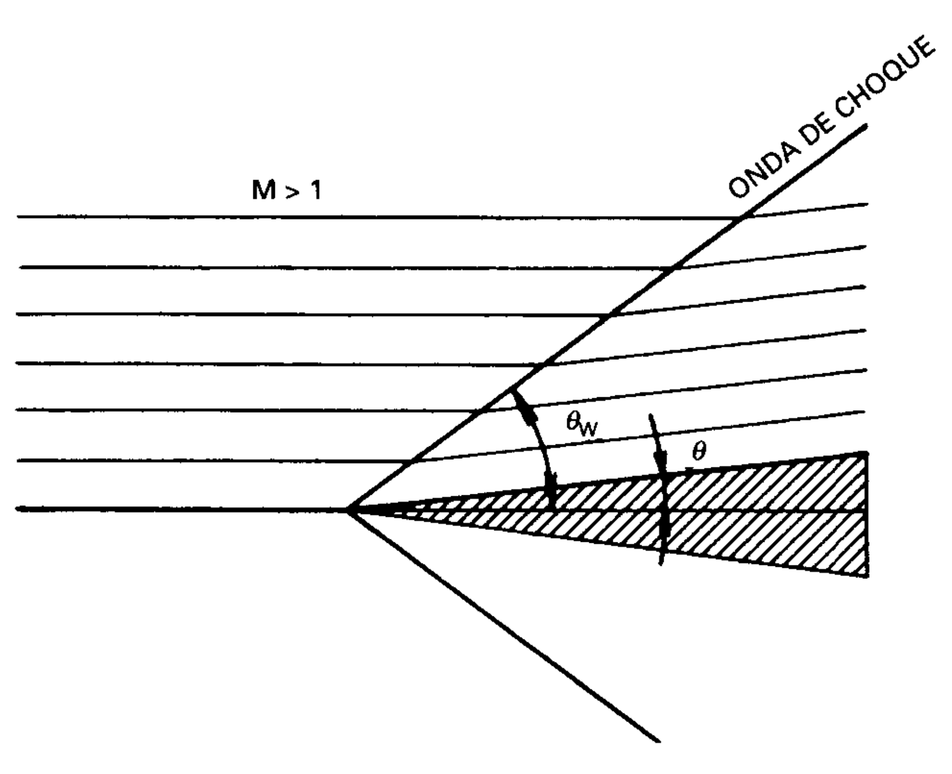


Fig. 15.8.

da de choque puede ser visualizada por métodos fotográficos por el aumento brusco que sufre el valor de la densidad, fig. 15.9. También se verifica que la distancia entre las líneas de corriente disminuye $d_2 < d_1$.

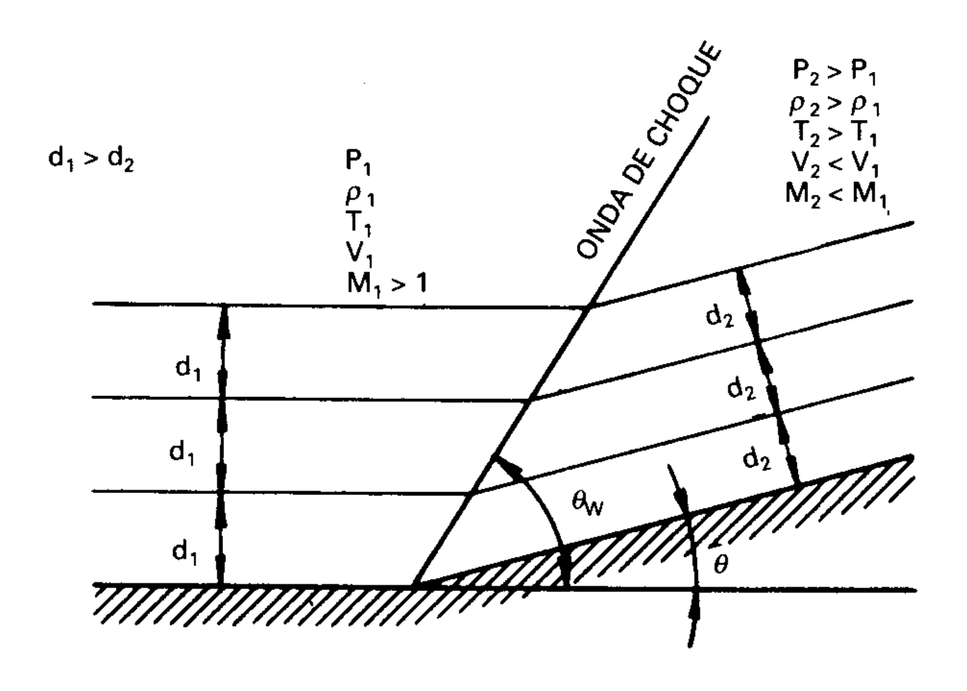


Fig. 15.9.

Sea θ_W el ángulo de la onda de choque con la dirección de la corriente libre, θ_W debe ser mayor que θ, y dependerá del ángulo θ y de la velocidad de la corriente.

Si consideramos una sección A_1, y otra A_2, antes y después de la onda de choque, fig. 15.10, limitadas por dos líneas de corriente, la masa de fluido que pasa por unidad de tiempo a través de las secciones A_1 y A_2, debe ser la misma (ecuación de la continuidad, Vid. 2.3).

$$m_1 = m_2 \qquad [15.2]$$

Que se puede escribir según la ec. 2.2:

$$\rho_1 \cdot A_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot V_2 \qquad [15.3]$$

Observando los valores de los ángulos indicados en la fig. 15.10, podemos obtener (considerando el movimiento del fluido en dos dimensiones, con lo que A_1 y A_2 representarían longitudes en vez de secciones):

$$A_1 = b \cdot \text{sen } \theta_W$$
$$A_2 = b \cdot \text{sen } (\theta_W - \theta)$$

sustituyendo estos valores en 15.3, obtenemos:

$$\rho_1 \cdot V_1 \cdot \text{sen } \theta_W = \rho_2 \cdot V_2 \cdot \text{sen } (\theta_W - \theta) \qquad [15.4]$$

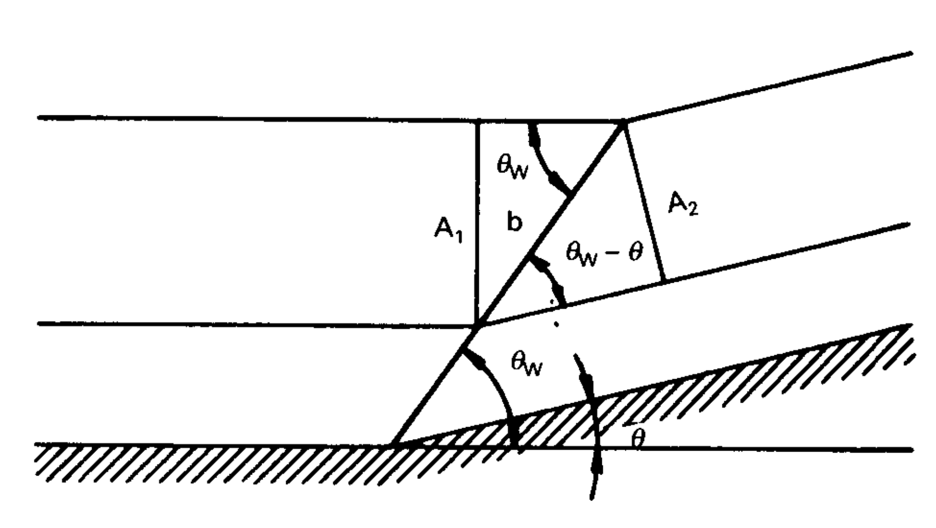


Fig. 15.10.

Al ser $\theta_W - \theta$ menor que θ_W y, por tanto, sen $(\theta_W - \theta)$ menor que sen θ_W, es evidente que el producto $\rho_2 \cdot V_2$ debe ser mayor que el producto $\rho_1 \cdot V_1$. Recuérdese que a bajas velocidades, la densidad permanece prácticamente constante, mientras que a altas velocidades, la densidad puede sufrir grandes variaciones, como en este caso.

Para que se verifique entonces la ec. 15.4, deberá aumentar la densidad (ρ_2) a través de la onda de choque o la velocidad V_2, pero la velocidad no sólo no aumenta, sino que disminuye luego la densidad ρ_2 sufre un incremento considerable.

En una onda de choque oblicua, se verifica que:

La densidad detrás de la onda es superior a la que existe delante.

Si descomponemos la velocidad, tanto antes como después de la onda, en dos componentes, paralela y normal a la onda de choque, con la nomenclatura que se indica en la fig. 15.11, se puede demostrar teóricamente que la *velocidad tangencial es la misma antes y después de la onda de choque,* $V_{T1} = V_{T2}$, y en cambio la componente normal sufre una disminución a través de la onda $V_{N1} > V_{N2}$; esta disminución de la componente normal da lugar a que la presión estática detrás de la onda sea superior a la presión estática delante de ella. Asimismo, se puede demostrar que la temperatura también aumenta.

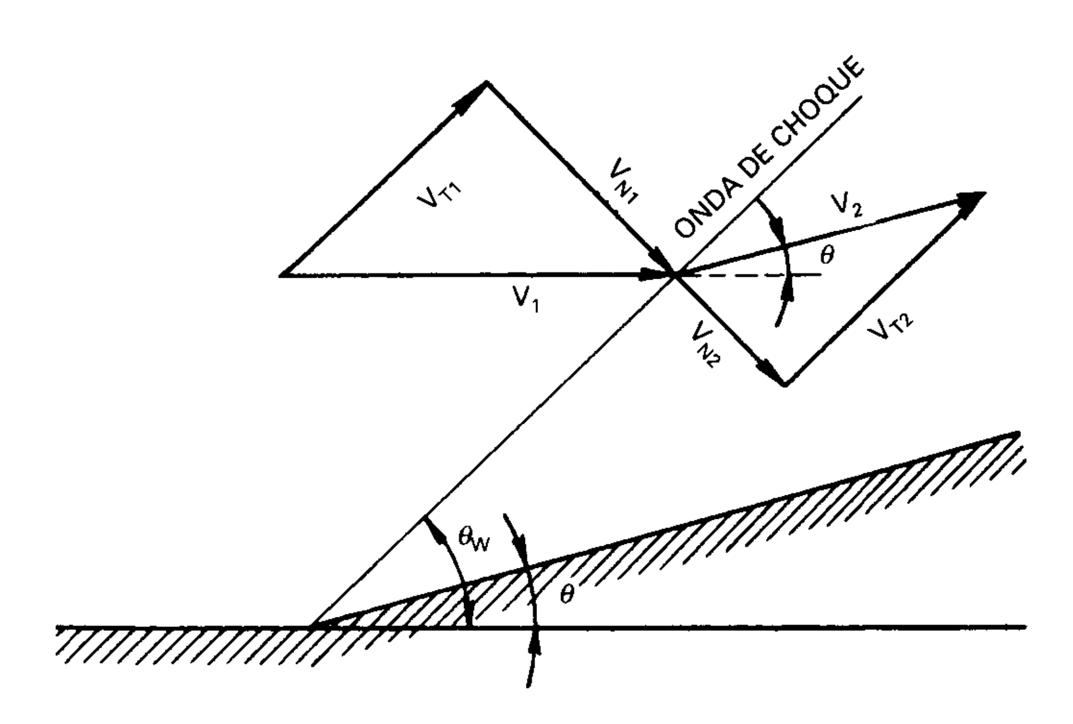


Fig. 15.11.

La velocidad tangencial ni cambia ni influye en la onda de choque oblicua. Los cambios producidos en la dirección normal a la onda de choque oblicua son los mismos que tendría una onda de choque normal con un M de entrada igual al M de entrada, M_{N1}, de la onda de choque oblicua.

Una onda de choque oblicua es como una onda de choque normal que sólo afecta a una parte de la velocidad de la corriente, que es la componente normal a la onda. Fijado M_{N1}, los valores de salida M_{N2}, ρ_2/ρ_1, p_2/p_1, T_2/T_1, están determinados como se puede comprobar con las ec. desde 15.14 a 15.17 de las ondas de choque normales.

En general, se pueden obtener las siguientes conclusiones a través de una onda de choque oblicua:

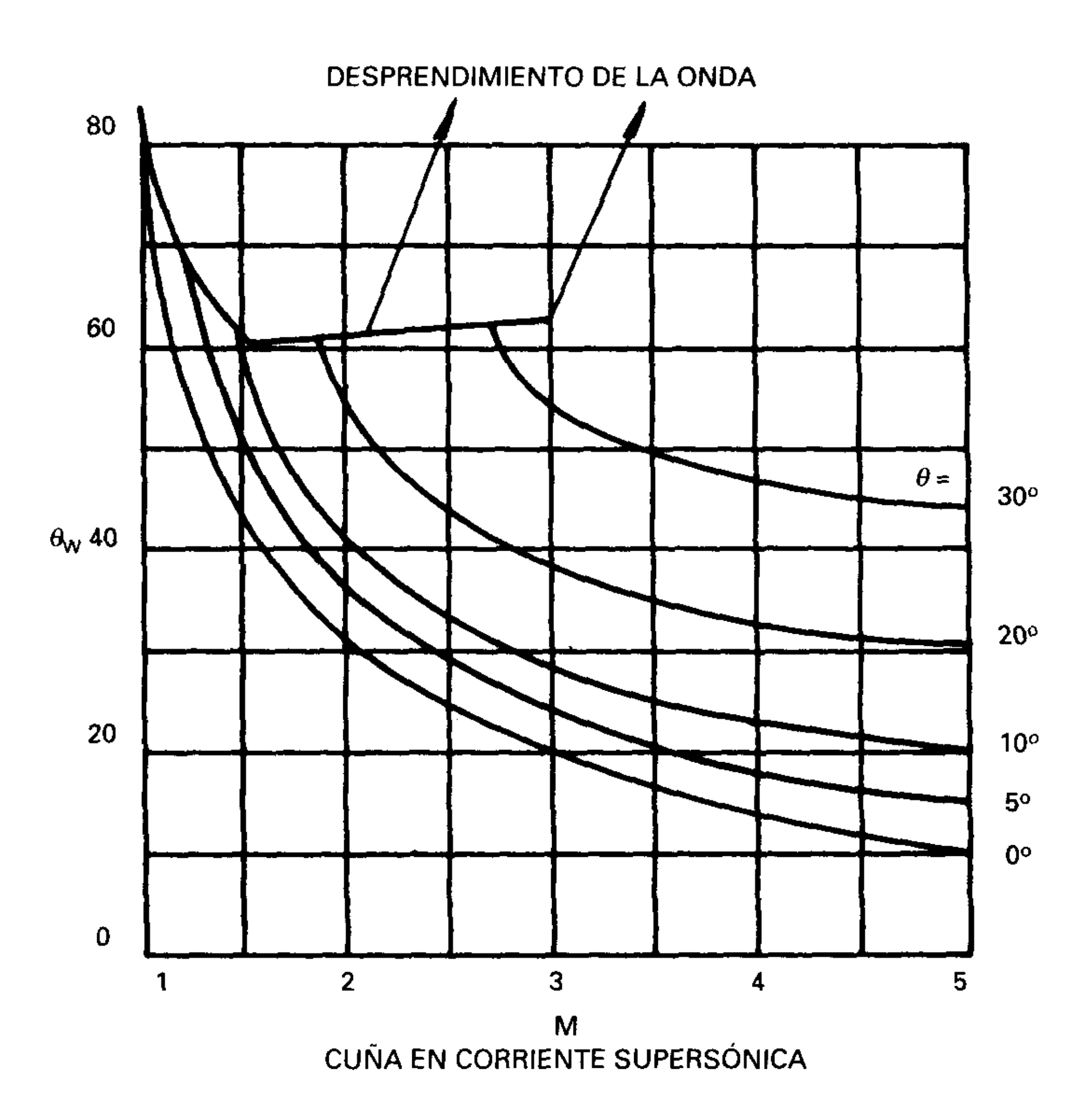
a) La presión es superior detrás.
b) La temperatura es superior detrás.
c) La densidad es superior detrás.
d) La velocidad es menor detrás.
e) El Mach es menor detrás.

Como consecuencia de lo anterior, podemos afirmar que parte de la energía total de la corriente de aire, se ha transformado en energía térmica.

Al cambiar la velocidad antes y después de la onda, y también la temperatura (la velocidad del sonido también será diferente); resulta que, los números de Mach de la corriente antes y después de la onda serán diferentes.

Si es α_1 el ángulo de Mach antes de la onda y α_2 después se verifica:

$$\theta_W > \alpha_1 \qquad V_{N1} > C_1$$
$$V_{N2} < C_2 \qquad \theta_W < \alpha_2$$



CUÑA EN CORRIENTE SUPERSÓNICA

Fig. 15.12.

El que $V_{N2} < C_2$ no significa que el Mach sea menor que la unidad, ya que V_{N2} es una componente de la velocidad total V_2, normalmente, la velocidad de la corriente después de la onda de choque de compresión, V_2 es supersónica.

Como ya dijimos anteriormente, el ángulo θ_W sólo depende del número de Mach de la corriente libre, y de θ; la relación que existe entre estas tres variables viene expresada en la fig. 15.12.

En la fig. 15.13 hemos representado diversos casos con diferentes valores de M y de ángulos de cuña.

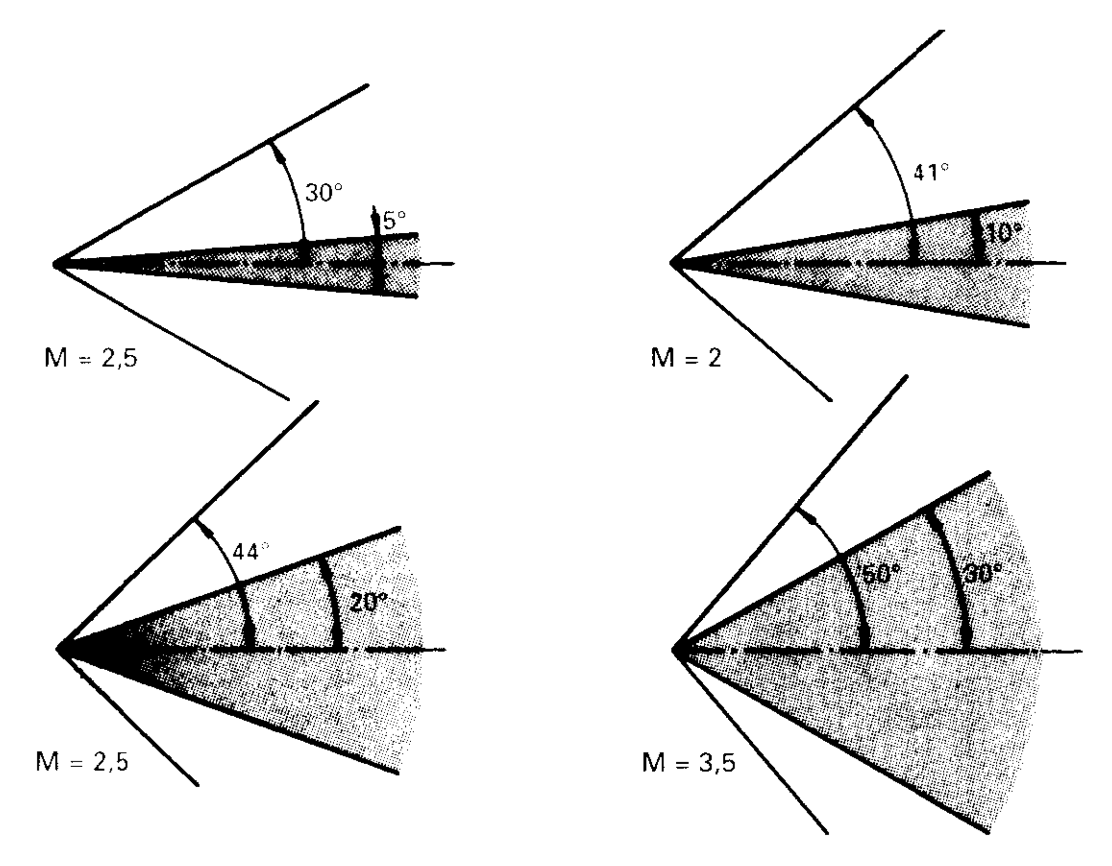


Fig. 15.13.

15.5. DESPRENDIMIENTO DE LA ONDA DE CHOQUE

En el gráfico de la fig. 15.12 podemos ver que si aumenta el n.º de Mach, θ_W disminuye y si el ángulo de cuña θ aumenta, θ_W aumenta. Para cada ángulo de cuña θ existe un número de Mach mínimo, por debajo del cual la onda de choque no sale de los vértices de la cuña, sino que se desprende como se indica en la fig. 15.14. Excepto en la zona del vértice que toma una forma francamente redondeada, en el resto, la onda de choque desprendida es análoga a la adherida.

En la fig. 15.15 se representan los números de Mach de desprendimiento de la onda de choque en función del ángulo de cuña. (También se representa el desprendimiento para el caso del cono que se estudia en el apartado siguiente).

ONDA DE CHOQUE DESPRENDIDA

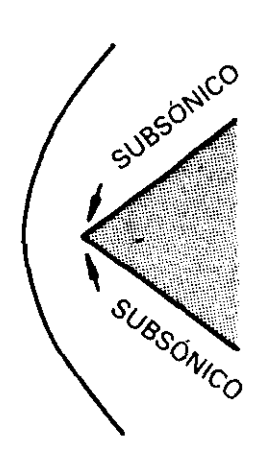


Fig. 15.14.

DESPRENDIMIENTO DE LA ONDA EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO «θ» Y «M» PARA EL CONO Y LA CUÑA

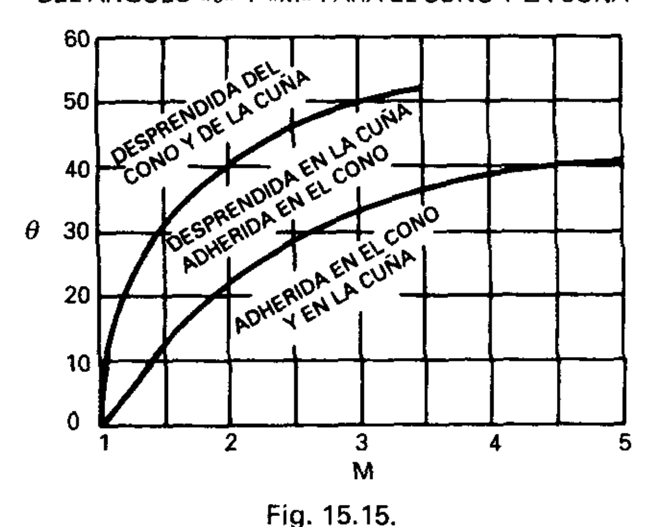


Fig. 15.15.

Es importante hacer notar que, detrás de la onda de choque desprendida, *la corriente siempre será subsónica en la parte central;* en las partes adyacentes más separadas de la zona central la corriente puede ser subsónica o supersónica.

Obsérvese que si bien se ha dicho que las perturbaciones pequeñas de presión se transmiten a la velocidad del sonido, una onda de choque normal que es *un salto muy brusco de presión* se propaga al mismo número de Mach que el móvil que provoca la onda.

15.6. CORRIENTE SUPERSÓNICA EN TRES DIMENSIONES. CORRIENTE SOBRE UN CONO

El caso de corriente sobre un cono, es parecido al de la cuña estudiado anteriormente. La onda de choque que se forma es de las mismas características.

Sin embargo, detrás de la onda de choque se presenta una diferencia marcada. El aire cambia de dirección en la cuña en un solo plano; por eso, basta con estudiar el movimiento en dos dimensiones; sin embargo, en el cono el aire cambia de dirección en todos los planos que pasan por su eje.

Los ángulos de deflexión de la onda θ_W son menores que en la cuña para unos mismos valores de M y θ, fig. 15.16.

Esto significa que *la onda de choque que se forma en un cono es más débil;* los cambios de presión y densidad no son tan grandes como en la cuña. Como se puede observar en la fig. 15.17, las líneas de corriente no cambian bruscamente de dirección, sino paulatinamente (de forma asintótica).

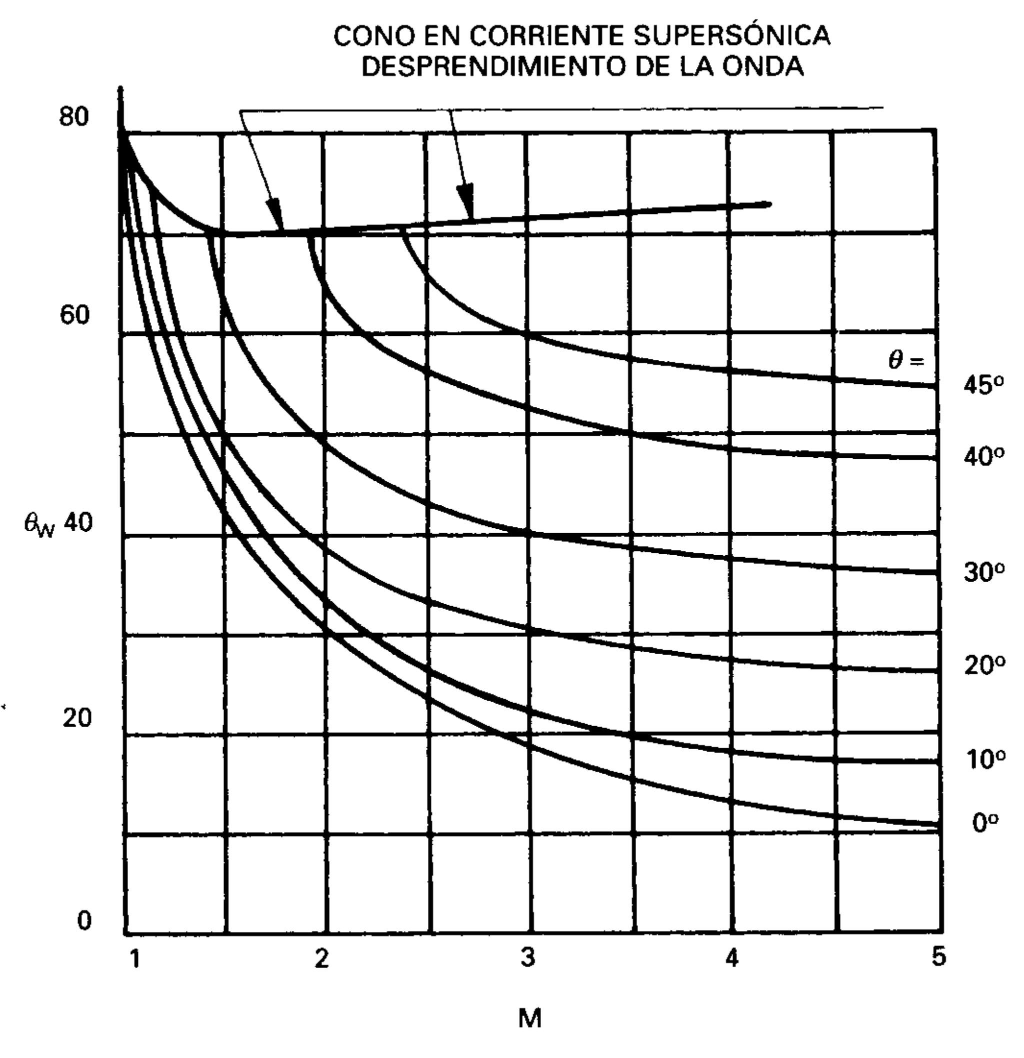


Fig. 15.16.

La diferencia más importante entre ambos casos estriba, en que como podemos sospechar por lo que ocurre a la dirección de las líneas de corriente, las variables termodinámicas (presión, densidad, etc.) no tienen el mismo valor entre un punto inmediatamente después de la onda de choque y la superficie del cono. La presión y la densidad además del cambio brusco a través de la onda de choque, continúan aumentando a lo largo de las líneas de corriente, al mismo tiempo que la velocidad y el número de Mach disminuyen. Las condiciones a lo largo de una recta que salga del vértice del cono, son constantes luego *las condiciones en la superficie del cono serán constantes;* así la presión en toda la superficie del cono es la misma, y además muy inferior a la que correspodería en las mismas condiciones a una cuña.

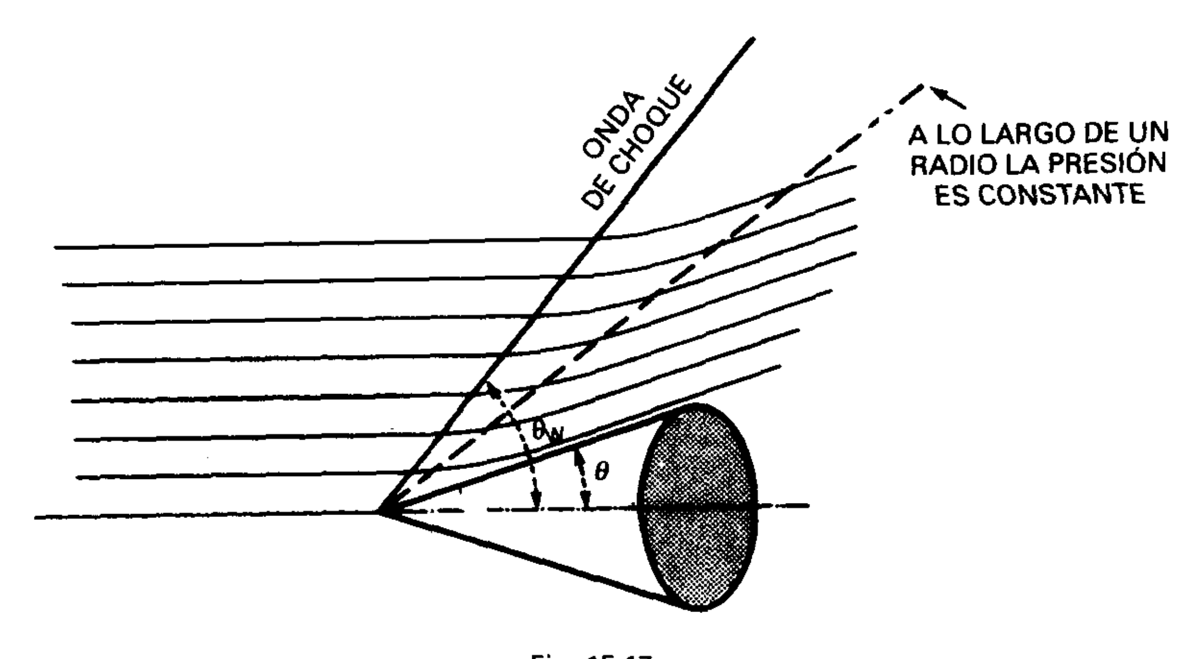


Fig. 15.17.

La onda de choque puede desprenderse, siendo los valores de M y θ a los que ocurre esto los indicados en la fig. 15.15.

Otro tipo de onda de choque, con corriente en tres dimensiones, sería el representado por la fig. 15.18, en donde se observa que las diferencias respecto a la cuña consisten en que las superficies que forman el ángulo son redondeadas en vez de planas. Podría ser también la intersección de dos superficies cónicas como indica la fig. 15.19. La forma redondeada en las su-

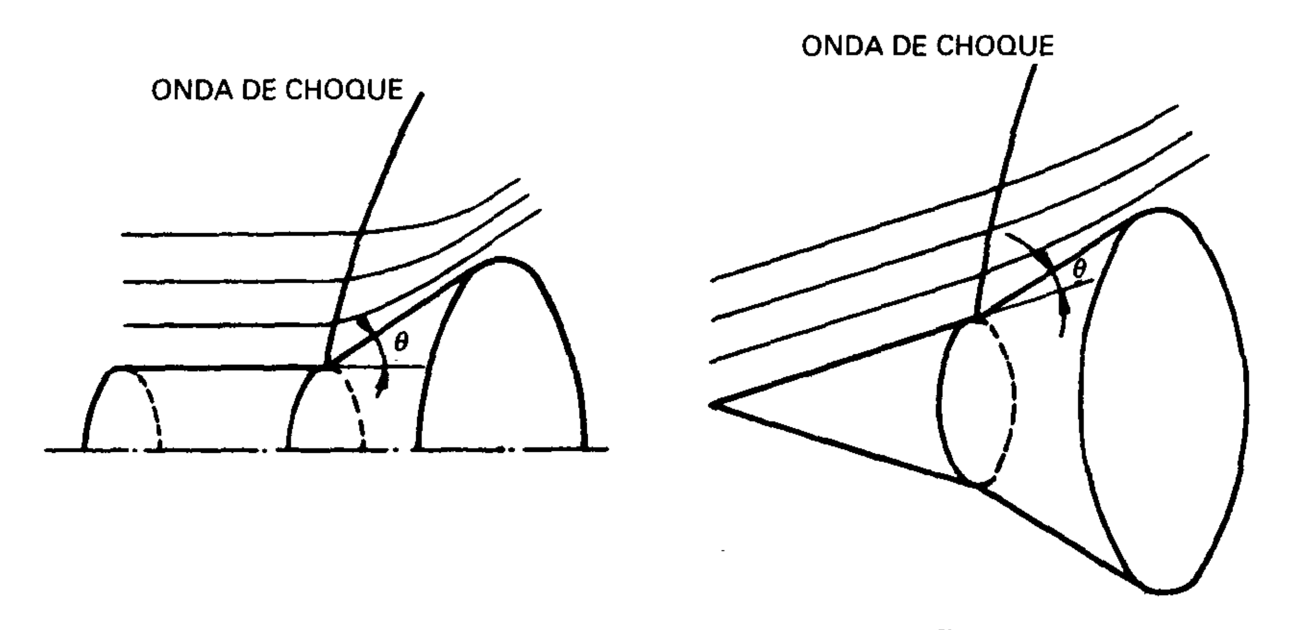


Fig. 15.18. Fig. 15.19.

perficies, tiende a suavizar la onda de choque, y modificar las líneas de corriente; de esta manera, la onda de choque no es una recta, sino una línea curva.

15.7. ONDAS DE EXPANSIÓN

Otro tipo importante de onda en corriente supersónica es la de expansión, que tiene lugar cuando la corriente de aire, se encuentra con un cambio de dirección en la superficie como el que se indica en la fig. 15.20.

ONDA DE EXPANSIÓN

Fig. 15.20.

El cambio en la dirección de la corriente no se hace bruscamente, sino de una forma paulatina. El aire, al ser la corriente supersónica, no está afectado por el cambio en la superficie por delante de éste, sino solamente cuando alcanza ese punto; la primera línea que representa el principio de donde el aire empieza a estar afectado, es la correspondiente a la línea de Mach definida por sen $\theta_1 = \frac{1}{M_1}$, siendo M_1 el número de Mach de la corriente antes de esta línea; a partir de aquí, la corriente va cambiando de dirección paulatinamente, hasta llegar a otra nueva línea, a partir de la cual deja de estar afectado, y que viene determinada por el ángulo θ_2, siendo sen $\alpha_2 = \frac{1}{M_2}$ y M_2 el número de Mach después de la expansión.

Al contrario de lo que ocurriría en una corriente de tipo subsónico, que al encontrarse un obstáculo de este tipo la velocidad después sería menor, en *corriente supersónica la corriente se acelera siendo la velocidad y el número de Mach mayores después de la expansión.*

Debido precisamente a que el cambio no se efectúa de forma brusca (excepto muy próximo a la superficie), sino de forma muy gradual, la onda de expansión es un proceso reversible (no es una onda de choque como lo era la de compresión), no existiendo la pérdida de energía mecánica en forma de aumento de la temperatura a que daba lugar la onda de choque. En la fig. 15.21 representamos los cambios en la velocidad que se producen en una onda de expansión.

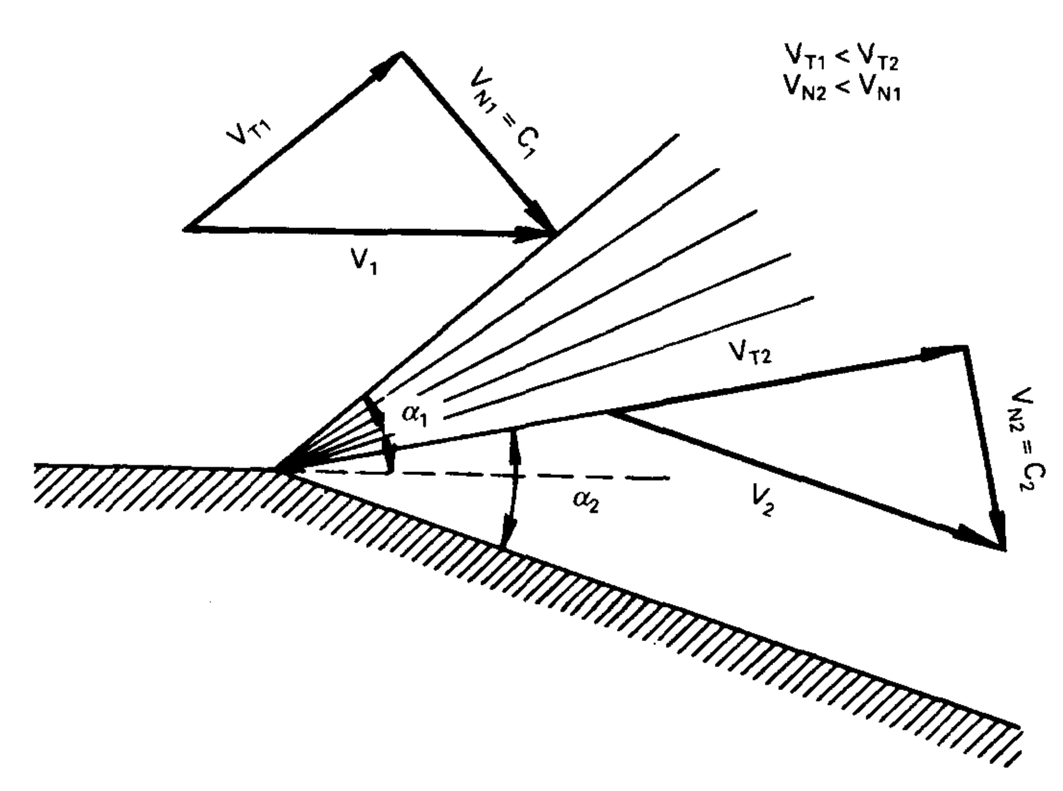


Fig. 15.21.

Al contrario que en las ondas de compresión las velocidades tangenciales, no son las mismas antes y después de la onda de expansión, y las velocidades normales son iguales a las velocidades del sonido.

Lo mismo hubiera ocurrido si en vez de ser el cambio de dirección brusco, hubiera sido en forma redondeada; sin embargo, el fenómeno ocurre realmente de manera ligeramente diferente, debido a la tendencia de la corriente a separarse de la superficie inmediatamente después de encontrarse con el cambio de dirección, aunque vuelve a adherirse poco des-

pués, dando lugar por este motivo a una onda de choque en el punto en que se adhiere, fig. 15.22. A menos que el cambio de dirección sea muy acusado, esta onda de choque tiene poca intensidad, y las pérdidas de presión que origina son pequeñas.

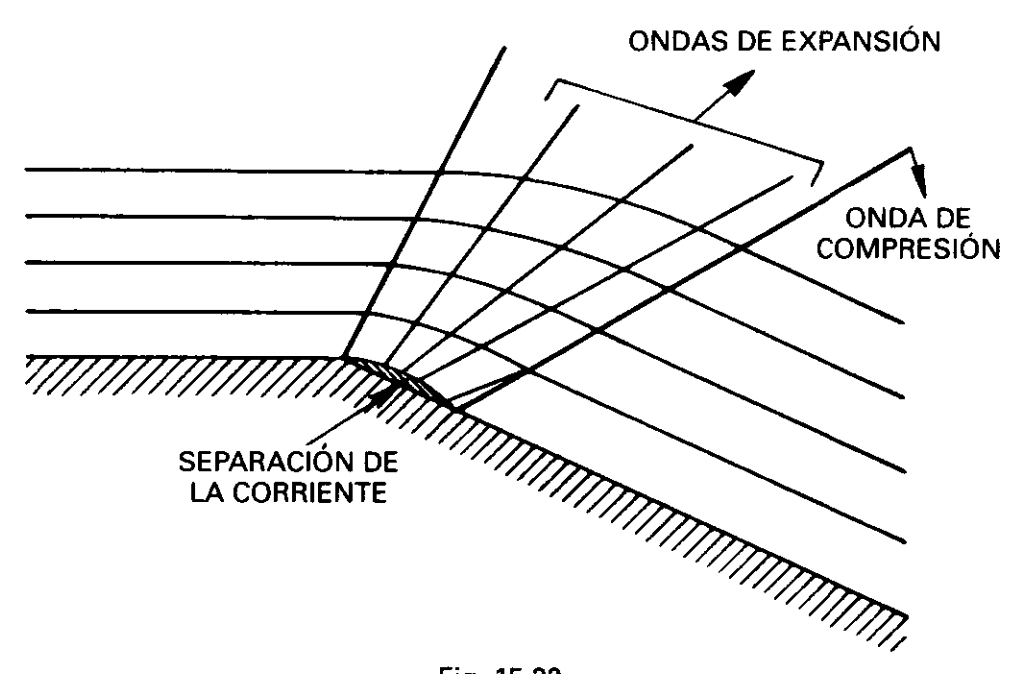


Fig. 15.22.

15.8. INTERACCIÓN DE ONDAS

En corriente supersónica, según sea la forma de las superficies del cuerpo sumergido en la corriente, podrán tener lugar las cuatro combinaciones siguientes de ondas:

1. Compresión seguida de otra compresión.
2. Compresión seguida de expansión.
3. Expansión seguida de compresión.
4. Expansión seguida de otra expansión.

En el caso primero, el número de Mach después de la primera onda de compresión disminuye. Al encontrar la corriente la nueva onda de compresión, vuelve a disminuir, luego el ángulo de la onda será mayor, fig. 15.23. Las dos ondas se cortan, dando origen a una nueva, que tendrá el mismo ángulo, que hubiera tenido la onda que se hubiera formado, teniendo la superficie un solo cambio de dirección θ igual a la suma de las dos que exis-

ten; en este caso $\theta = \theta_1 + \theta_2$. Si los ángulos son pequeños, la presión, densidad, etc., son prácticamente las mismas que si el cambio se hubiera producido de una vez.

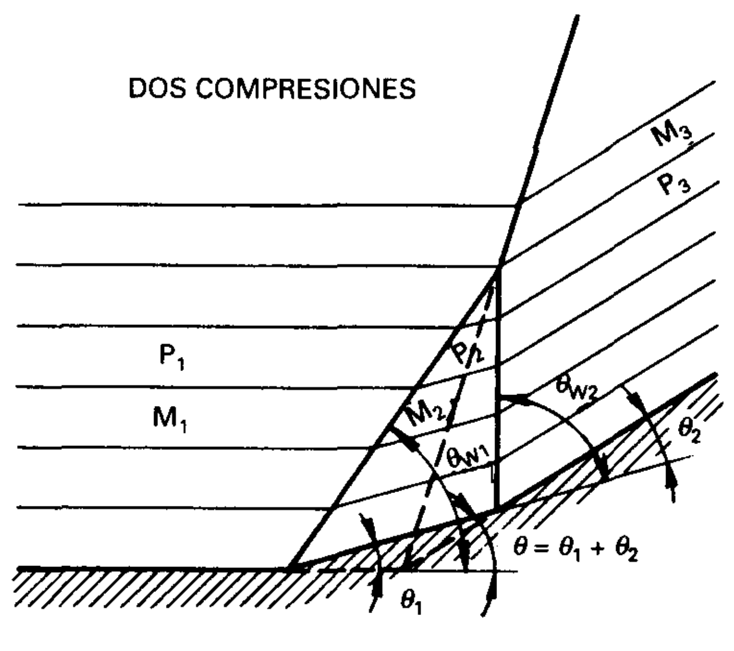


Fig. 15.23.

Si tenemos una compresión seguida de una expansión, las dos ondas también se cortan, fig. 15.24. La onda de compresión formada primero, al

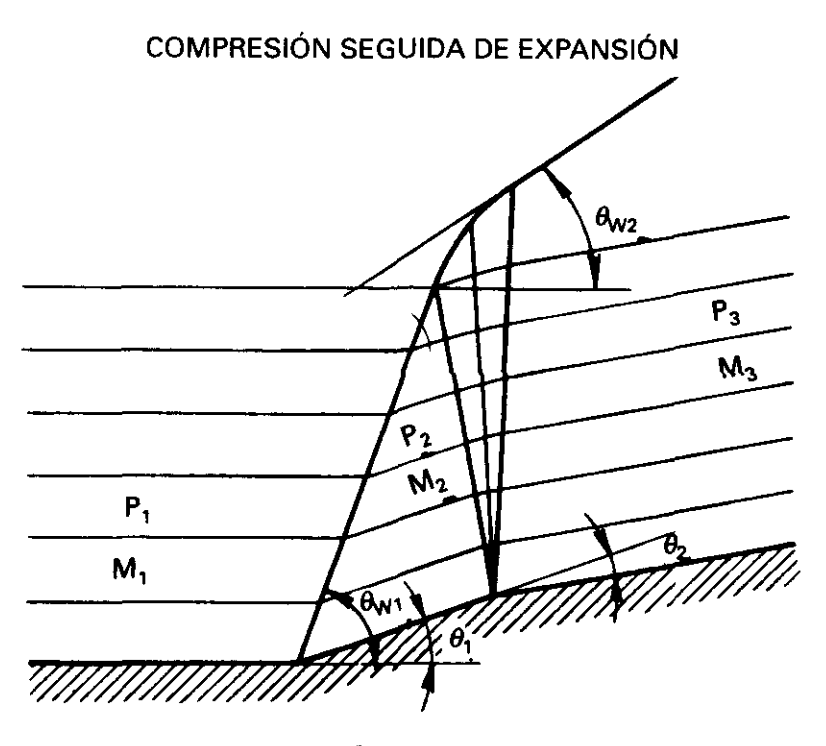


Fig. 15.24.

encontrarse con la de expansión, se debilita, debido a la naturaleza de ésta. En el caso de que la superficie final fuera paralela la primera, $\theta_1 = \theta_2$, las condiciones al final son casi las mismas que las iniciales; la diferencia que existe, es debida exclusivamente a las pérdidas de energía que tienen lugar en la onda de choque de compresión.

En la expansión seguida de compresión, fig. 15.25, las ondas se cortarán, y el efecto de la onda de compresión será el de disminuir los de la onda de expansión.

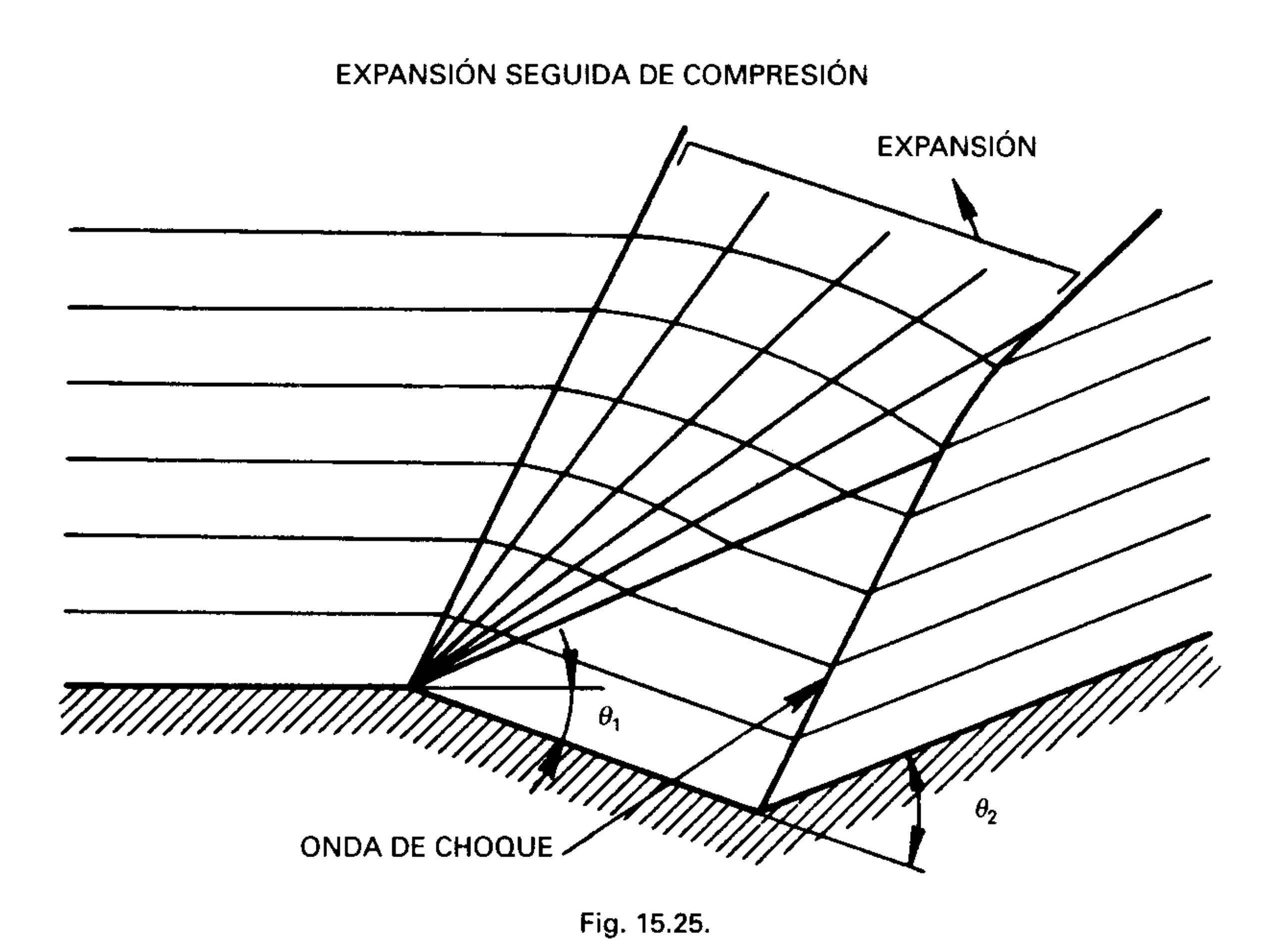


Fig. 15.25.

En la expansión seguida de otra expansión es el único caso en el que las ondas no se cortan, fig. 15.26. El efecto final es el equivalente al que se hubiera obtenido con dos superficies formando un ángulo suma de los dos θ_1 y θ_2.

Después de los casos que hemos visto, vamos a establecer *una aproximación* que puede ser útil en vuelo supersónico (dos dimensiones):

La presión sobre una superficie dada, depende sólo del ángulo entre la superficie y la dirección de la corriente, y del número de Mach y presión de

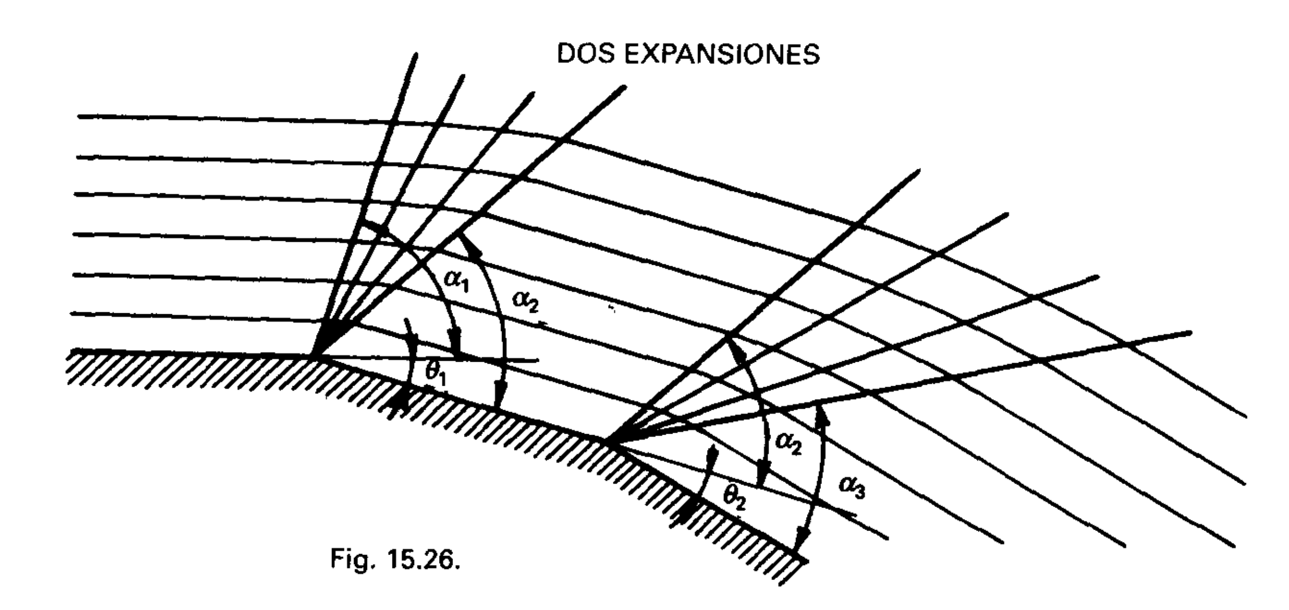


Fig. 15.26.

la corriente libre de aire, o bien que la razón de presiones entre la superficie y la corriente libre depende sólo del ángulo y del número de Mach de la corriente libre. La fig. 15.27, explica esta aproximación.

Esta aproximación es válida cuando las pérdidas de energía en las ondas de choque son pequeñas, lo que a su vez ocurre cuando los ángulos son pequeños.

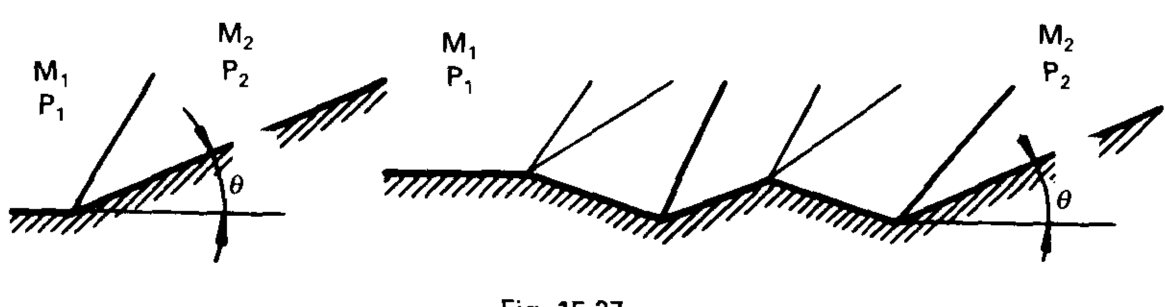


Fig. 15.27.

15.9. ONDAS REFLEJADAS

Supongamos un cuerpo que produce una onda de choque (puede ser un modelo en un túnel supersónico), la onda de choque cambia la dirección de la corriente, si esta nueva dirección la lleva a chocar contra otra superficie (pared del túnel), se creará una onda de choque reflejada que al cambiar otra vez la dirección de la corriente, debe hacer que ésta siga la dirección inicial de la misma, fig. 15.28.

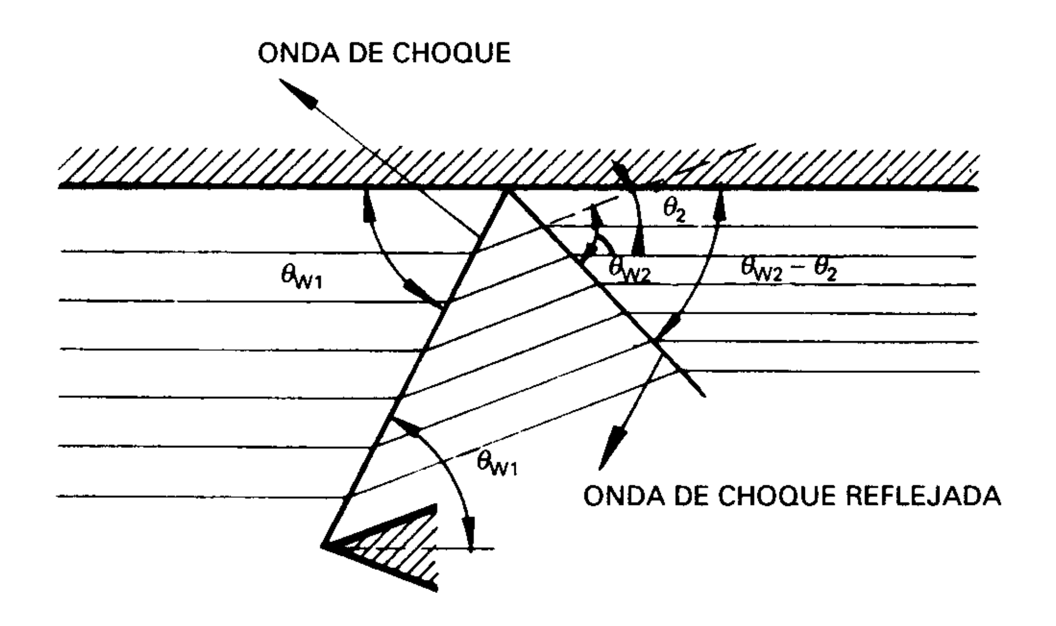


Fig. 15.28.

En este caso de onda de compresión seguida de otra onda de compresión, ocurrirá que debido a la primera onda de choque, el número de Mach después de ella disminuye, luego la segunda onda de choque reflejada no tendrá el mismo ángulo que la onda que causó la reflexión, sino uno menor $\theta_{W2} < \theta_{W1}$. La corriente después de estas dos ondas, aunque tendrá

Fig. 15.29.

la misma dirección que la corriente primitiva, no tendrá las mismas condiciones termodinámicas, la presión y densidad serán mayores y el número de Mach menor.

15.10. SUPRESIÓN DE LAS ONDAS DE CHOQUE

Para evitar la onda reflejada, con el subsiguiente aumento de presión, densidad, etc., podría modificarse convenientemente la pared donde la onda choca, con el fin de producir, no una reflexión, sino una onda de expansión, como indica la fig. 15.29. Estaríamos entonces en el caso estudiado anteriormente de onda de compresión seguida de una de expansión, en donde como ya vimos, las condiciones finales serán casi las mismas que las iniciales (si se desprecian las pérdidas de energía en la onda de choque).

15.11. ONDAS DE CHOQUE NORMALES

En un cuerpo romo sumergido en una corriente supersónica, el aire chocaría contra el cuerpo, produciéndose una zona en la cual habría un aumento considerable de la presión y densidad, a causa de la disminución de velocidad de la corriente al encontrarse con el cuerpo. Esto da lugar a una onda de choque desprendida, como se indica en la fig. 15.30. La región comprimi-

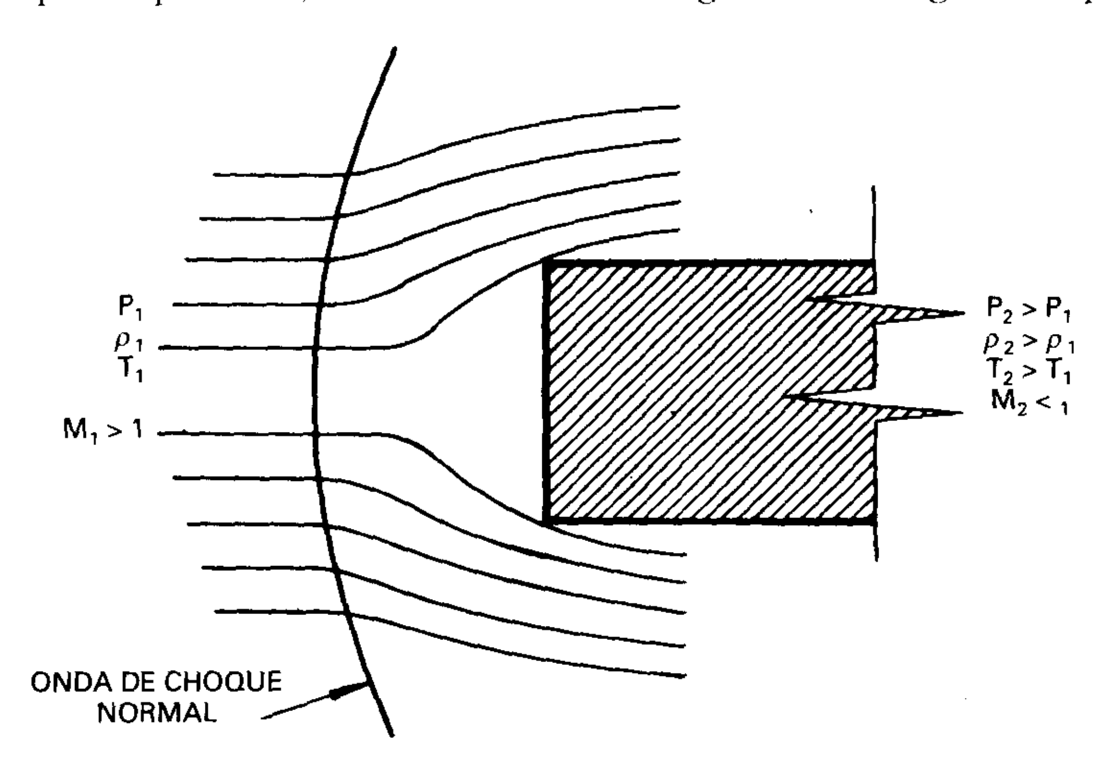


Fig. 15.30.

da se extiende a una cierta distancia por delante del cuerpo; la línea que separa ambas regiones, corriente libre y comprimida, es la formada por la onda de choque. Por delante de ella, las condiciones termodinámicas serán las de la corriente libre, ya que al ser la corriente supersónica, el aire no queda *avisado* de la presencia del cuerpo hasta que se encuentra casi en su presencia, (las perturbaciones que produce el cuerpo se propagan a la velocidad del sonido, menor que la supersónica de la corriente).

No es necesario que el cuerpo sea romo para que se produzca una onda de choque normal. Siendo el cuerpo en forma de cuña o de cono, si el ángulo θ es muy grande, se forma también. (Es el caso de onda de choque desprendida que hemos visto en 15.5.)

Si la onda de choque es una línea casi recta perpendicular a la dirección de la corriente, no existe apenas cambio en la dirección de ésta, y se puede considerar que es una onda de choque normal.

Después la corriente será subsónica, y una vez pasado el morro del cuerpo, podrá ser subsónica o supersónica.

Supongamos ahora un conducto: puede ser una tobera de la forma que se indica en la fig. 15.31, con una disminución en su sección (garganta). Si la corriente al principio es subsónica, $M < 1$, conforme va estrechándose la sección del tubo, se acelera, llegando a $M = 1$, y es supersónica durante un cierto tramo, pasada la garganta, al disminuir la velocidad, el paso de supersónico a subsónico se efectúa mediante una onda de choque, con las variaciones ya conocidas en las características termodinámicas.

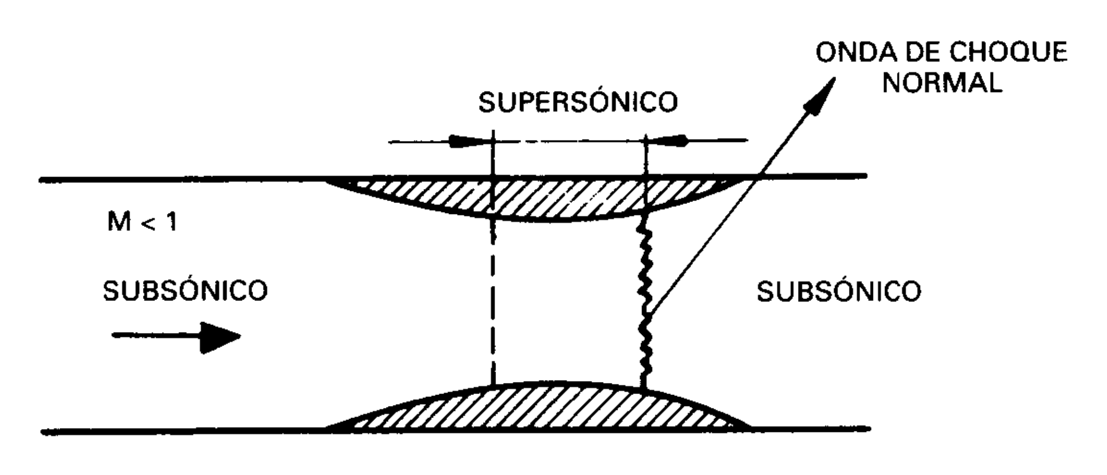


Fig. 15.31.

Análogamente ocurre con un perfil de avión en vuelo subsónico, fig. 15.32. Al aumentar la velocidad, debido a la curvatura del perfil, a régimen supersónico, y tener que disminuir después, se forma una onda de choque. Este fenómeno ha sido ampliamente expuesto en el capítulo 8. En esta

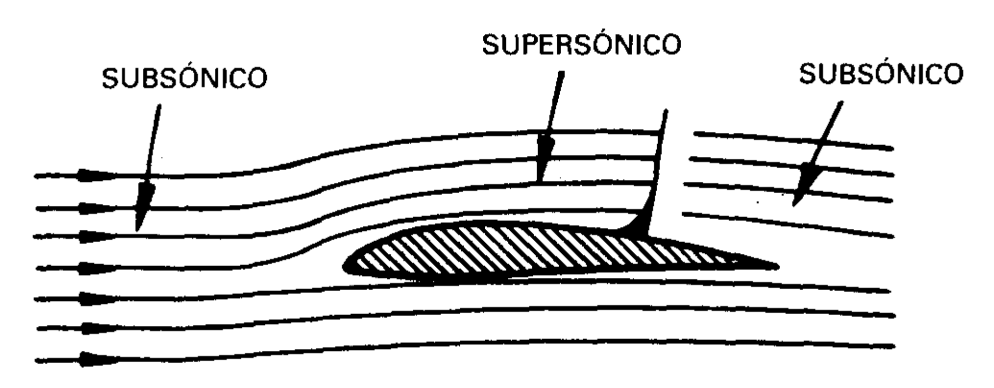


Fig. 15.32.

figura y en las del capítulo 8 hemos dibujado la onda en forma de λ. Esta forma es a causa de que la compresión empieza en la engrosada capa límite y dentro de ella como una onda de choque oblicua y se prolonga después como una normal.

15.12. ECUACIONES DE LAS ONDAS DE CHOQUE NORMALES

Los puntos más importantes que se pueden resumir de lo hasta ahora tratado en este capítulo y en 8.2 acerca de las característica de las ondas de choque normales son:

- Se produce un cambio brusco de la velocidad, supersónica a subsónica, nunca al revés, en una distancia muy pequeña.
- Las velocidades delante y detrás de la onda se consideran paralelas.
- Los siguientes parámetros varían bruscamente a través de la onda de choque:

  Disminuyen: Velocidad y M.

  Aumentan: Presión, densidad y temperatura.

- El cambio ocurre en una distancia del orden del recorrido libre de las moléculas de aire. Entre $2{,}5 \cdot 10^{-5}$ y $2{,}5 \cdot 10^{-7}$ cm. A altitudes elevadas, con aire muy rarificado, la distancia aumenta considerablemente.
- El proceso en la onda de choque es completamente irreversible, deja de ser isentrópico, pero se supone que es adiabático.

Para obtener las ecuaciones de las ondas de choque normales, que determinan las relaciones y propiedades del fluido aguas arriba y aguas abajo de la corriente, consideraremos la sección de la onda de choque normal representada en la fig. 15.33, que supondremos constante, y tendremos en cuenta que el fenómeno es altamente irreversible y no isentrópico, pero si adiabático, al no existir intercambio de calor, y por tanto, es de aplicación la ec. 2.6.

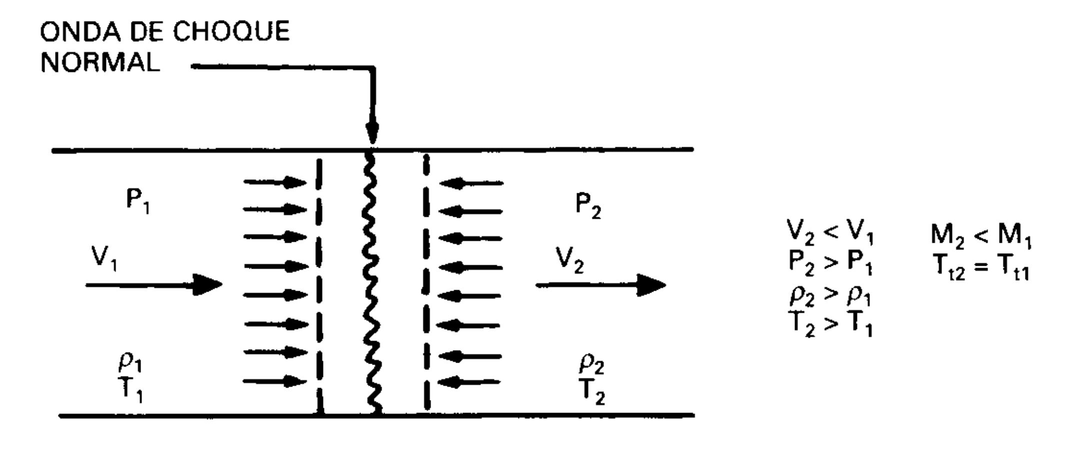


Fig. 15.33.

Las ec. de partida son:

– La de la conservación de la energía, que en definitiva es la de las transformaciones adiabáticas plural, 2.8, ya citada

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{1}{2} \cdot V_1^2 = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p_2}{\rho_2} + \frac{1}{2} \cdot V_2^2 = cte. \qquad [15.5]$$

– La de la continuidad, o conservación de la masa, que establece que la masa de aire por unidad de tiempo a través de la onda permanece cte. Es la ec. 15.3 y que teniendo encuenta que la sección considerada es cte. y de área igual a la unidad

$$\rho_1 V_1 = \rho_2 V_2 = m \qquad [15.6]$$

(m es la masa por unidad de tiempo).

– 2.ª Ley de Newton: Fuerza = masa · aceleración.

Aplicada por unidad de superficie es:

$$p_1 - p_2 = m \cdot dt \cdot \frac{V_2 - V_1}{dt}$$

donde dt es el tiempo de paso a través de la onda de choque, y $m \cdot dt$ es la masa total. Operando, sustituyendo m de 15.6 queda:

$$p_1 + \rho_1 V_1^2 = p_2 + \rho_2 V_2^2 \qquad [15.7]$$

Teniendo en cuenta la definición de *M,* y el valor de la velocidad del sonido expresado por $C = \sqrt{\gamma \cdot \frac{p}{\rho}}$, la expresión 15.7, queda

$$p_1 + \gamma p_1 M_1^2 = p_2 + \gamma p_2 M_2^2 \qquad \text{o bien:}$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \tag{15.8}$$

Efectuando la misma sustitución de *V* que en el caso anterior, en la ec. (15.5), se obtiene fácilmente

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\rho_2}{\rho_1} \; \frac{1 + [(\gamma - 1)/2] \, M_1^2}{1 + [(\gamma - 1)/2] \, M_2^2} \tag{15.9}$$

Vamos a aplicar la ec. 15.5 entre un punto cualquiera, por ejemplo, antes de la onda de choque (podría ser otro cualquiera), y un punto de remanso (velocidad cero), cuya temperatura (Vid. 2.15) es T_t, temperatura total o de remanso. Quitamos el subíndice 1 ya que el punto puede ser uno cualquiera, y $V_2 = 0$ y la temperatura correspondiente T_t. Teniendo en cuenta además la ecuación de los gases perfectos, 1.3, queda

$$\frac{\gamma R'T}{\gamma - 1} + \frac{V^2}{2} = \frac{\gamma R'T_t}{\gamma - 1} = \text{constante} \tag{15.10}$$

en donde podemos observar que T_t permanece constante.

Antes de obtener más conclusiones, vamos a transformar la ec. 15.10, operando

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \; \frac{V^2}{\gamma R'T}$$

y teniendo en cuenta la ec. 1.15:

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \, M^2 \tag{15.11}$$

Esta ec. se obtuvo en 2.15, ec. 2.25. Recordemos que $(\gamma - 1)/2 = 0{,}2$.

Conclusiones acerca de la ec. 15.11:

Es muy importante el resaltar que esta ecuación es válida para una corriente *adiabática,* es decir sin adición o pérdida de calor, en el proceso

de deceleración hasta el punto de remanso, *no es necesario que la corriente sea isentrópica*. Aún en el caso de que ciertos efectos irreversibles como pudiera ser la viscosidad se manifestasen, la temperatura de remanso permanecerá cte. Lo único que significan estos procesos irreversibles es que algún tipo de energía mecánica (cinética o de presión) se convierte en térmica pero T_t permanece cte. Esto es lo que ocurre en el proceso totalmente irreversible de las ondas de choque: *La temperatura total o de remanso permanece constante incluso si existen ondas de choque*. La ec. 15.11 es válida pues, a través de las ondas de choque, y tanto para régimen subsónico como supersónico.

Las ecuaciones obtenidas que ligan presiones y densidades antes y después de la onda de choque, ec. 15.8 y 15.9, no son manejables, para que lo sean es necesario eliminar M_2. El proceso matemático es relativamente sencillo, pero extremadamente laborioso, en letra de menor tamaño indicaremos de forma sucinta los pasos a seguir.

De la ec. de la continuidad: $\rho_1 \cdot M_1 \cdot C_1 = \rho_2 \cdot M_2 \cdot C_2$, de donde:

$$\frac{\rho_1}{\rho_2}\frac{M_1}{M_2}\frac{C_1}{C_2} = 1$$

en esta ec. se sustituye ρ_1/ρ_2 sacado de la ec. 15.9, y en la resultante el valor de p_2/p_1 de la ec. 15.8, y por último se sustituye el valor de C_1/C_2, que se puede obtener de la ec. de Saint-Venant 15.5 o 15.10 como sigue,

$$\frac{\gamma R' T_1}{\gamma - 1} + \frac{V_1^2}{2} = \frac{\gamma R' T_2}{\gamma - 1} + \frac{V_2^2}{2}$$

por la ec. 1.15 y por definición de M queda

$$\frac{C_1^2}{\gamma - 1} + \frac{C_1^2 M_1^2}{2} = \frac{C_2^2}{\gamma - 1} + \frac{C_2^2 M_2^2}{2}$$

de donde

$$\left(\frac{C_1}{C_2}\right)^2 = \frac{1 + [(\gamma - 1)/2]\, M_1^2}{1 + [(\gamma - 1)/2]\, M_2^2}$$

al sustituirse este valor y operar obtenemos la siguiente relación entre M_2 y M_1.

$$\frac{M_1 \sqrt{1 + [(\gamma - 1)/2]\, M_1^2}}{1 + \gamma M_1^2} = \frac{M_2 \sqrt{1 + [(\gamma - 1)/2]\, M_2^2}}{1 + \gamma M_2^2} \qquad [15.13]$$

Para obtener $M_2 = f(M_1)$, se eleva al cuadrado y se opera obteniendo la siguiente ecuación bicuadrada, tras un laborioso proceso,

$$M_2^4\ [\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)/2] - M_2^2(1 + \gamma M_1^4) + M_1^2\,[1 + (\gamma - 1)/2\ M_1^2] = 0$$

despejando M_2 y tras una serie de cálculos se llega a la expresión

$$\boxed{M_2^2 = \frac{(\gamma - 1)\ M_1^2 + 2}{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)}} \qquad [15.14]$$

Para obtener $p_2/p_1 = f(M_1)$ se sustituye el valor de $M_2 = f(M_1)$ de la ec. 15.14 en la ec. 15.8 y después de operar se llega a la expresión que da el salto de presiones a través de la onda de choque, en función del Mach anterior a la onda, M_1:

$$\boxed{\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1}} \qquad [15.15]$$

De modo análogo sustituyendo M_2 en la ec. 15.9 y también p_2/p_1 de la ec. 15.15, se obtiene la relación ρ_2/ρ_1 que relaciona las densidades antes y después de la onda, en función de M_1, (por la ecuación de la continuidad 15.6 sabemos que $\rho_2/\rho_1 = V_1/V_2$).

$$\boxed{\frac{V_1}{V_2} = \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)\ M_1^2}{(\gamma - 1)\ M_1^2 + 2}} \qquad [15.16]$$

Por la ec. de los gases perfectos sabemos que: $\dfrac{T_2}{T_1} = \dfrac{p_2}{p_1} \cdot \dfrac{\rho_1}{\rho_2}$ luego el salto de temperatura a través de la onda de choque, sustituyendo 15.15 y 15.16 será:

$$\boxed{\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{1 - \gamma + 2\gamma M_1^2}{\gamma + 1} \right) \cdot \left(\frac{2 + (\gamma - 1)\ M_1^2}{(\gamma + 1)\ M_1^2} \right)} \qquad [15.17]$$

Resumiendo hemos obtenido: el salto de M (ec. 15.14), el de presiones (ec. 15.15), el de densidades y velocidades (ec. 15.16) y el de temperaturas (ec. 15.17) a través de la onda de choque en función de M_1 antes de la onda. Teniendo en cuenta el valor de $\gamma = 1{,}4$ para el aire las anteriores expresiones quedan:

$$M_2^2 = \frac{M_1^2 + 5}{7M_1^2 - 1}, \qquad \frac{p_2}{p_1} = \frac{7M_1^2 - 1}{6}, \qquad \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{6\,M_1^2}{M_1^2 + 5}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{7\,M_1^2 - 1}{6} \cdot \frac{5 + M_1^2}{6\,M_1^2} \qquad [15.18]$$

15.13. TOBERAS DE ENTRADA EN LOS MOTORES DE REACCIÓN

La corriente de aire que entra en el compresor de un motor de reacción, normalmente ha de tener una velocidad inferior a la del sonido.

Sabemos que a velocidades de la corriente supersónica, e incluso ligeramente menores que la del sonido, un obstáculo como la entrada de la tobera, puede dar lugar a una onda de choque, con lo que efectivamente la velocidad después de ella será subsónica, pero sin embargo, también sabemos que en la onda de choque, se produce una pérdida de energía en forma de aumento de temperatura, que es indeseable.

La tobera de entrada se proyecta de forma que estas pérdidas se reduzcan al mínimo, por lo que la onda o combinación de ondas de choque que se produzcan deben ser lo más débiles posible, para que las pérdidas de energía y elevación de temperatura sean las mínimas. La parte de la tobera de entrada que se utiliza para este fin, se denomina difusor.

15.14. TIPOS DE TOBERAS DE ENTRADA. DIFUSORES

El tipo más sencillo de difusor sería el de la fig. 15.34, utilizado en corriente supersónica, si el número de Mach es muy bajo (próximo a 1), se forma onda de choque débil, y habrá pocas pérdidas de energía.

Con el fin de reducir aún más la velocidad ya subsónica, después de la onda de choque, las paredes de la tobera se hacen ligeramente divergentes (unos 7° u 8°). Esta forma de tobera se la conoce como tipo Pitot.

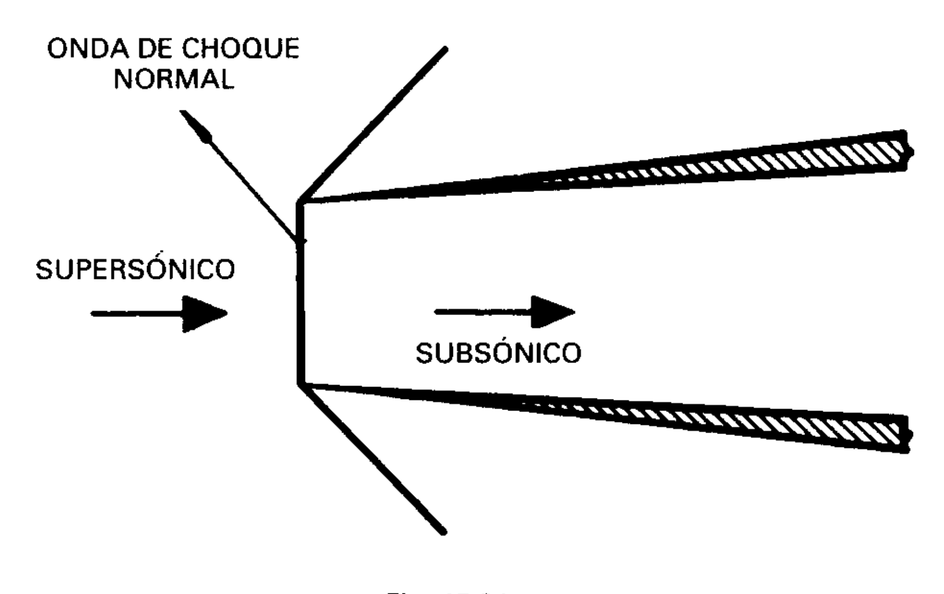


Fig. 15.34.

Para corrientes supersónicas de números de Mach más elevados, la pérdida de energía que representaría una sola onda de choque normal, sería demasiado elevada, así como la elevación de temperatura que tendría el aire a la entrada del compresor. En estos casos, se pueden utilizar varios tipos de difusores.

El tipo de la fig. 15.35 consiste en un conducto convergente primero, y divergente después, que consigue que entre la corriente supersónica sin formar onda de choque, al *empezar a estrecharse la sección, la velocidad disminuye* (todo lo contrario de lo que ocurría en corriente subsónica). Este tipo de tobera es lo que se denominaba un Venturi, en corriente subsónica. En corriente supersónica se le denomina tubo de Laval.

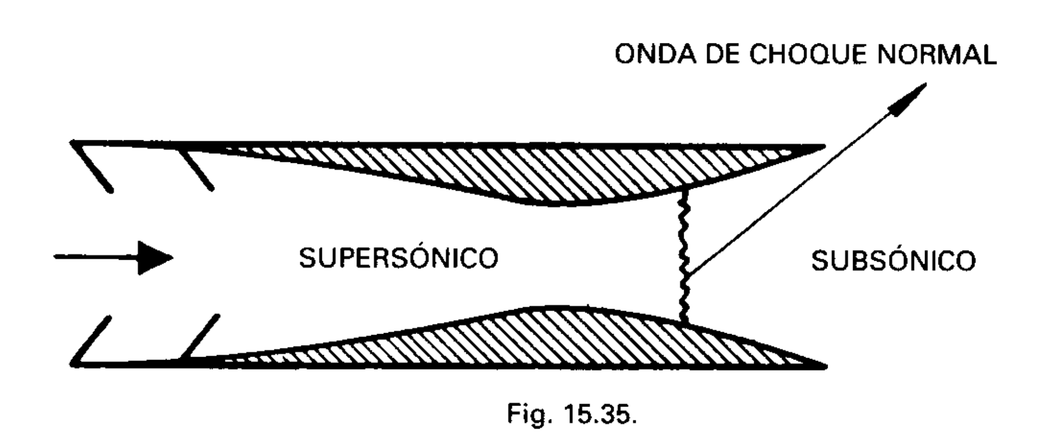


Fig. 15.35.

En la garganta, o poco después se forma una onda de choque que reduce la velocidad a subsónica (véase que esta onda de choque se produce ya, cuando la corriente tiene un Mach inferior al de la corrientc libre).

La reducción inicial de la sección del tubo debe ser hecha de forma suave, ya que si fuera demasiado fuerte para el número de Mach a que se vaya a operar, se formaría la onda de choque, que se movería hacia adelante a través de la tobera, dando lugar a una onda de choque desprendida enfrente de la toma, fig. 15.34.

Esta onda sería fuerte, provocando grandes pérdidas, y por tanto indeseable.

La formación de esta onda de choque desprendida, depende del número de Mach de la corriente y de la relación de secciones $\frac{A'}{A}$ de la garganta a la entrada, conforme indica la fig. 15.37.

Como el avión opera a diferentes números de Mach, puede que si para Mach de crucero, por ejemplo, la tobera se proyecta de forma que no se produzca onda de choque desprendida, sí podría producirse a Mach inferio-

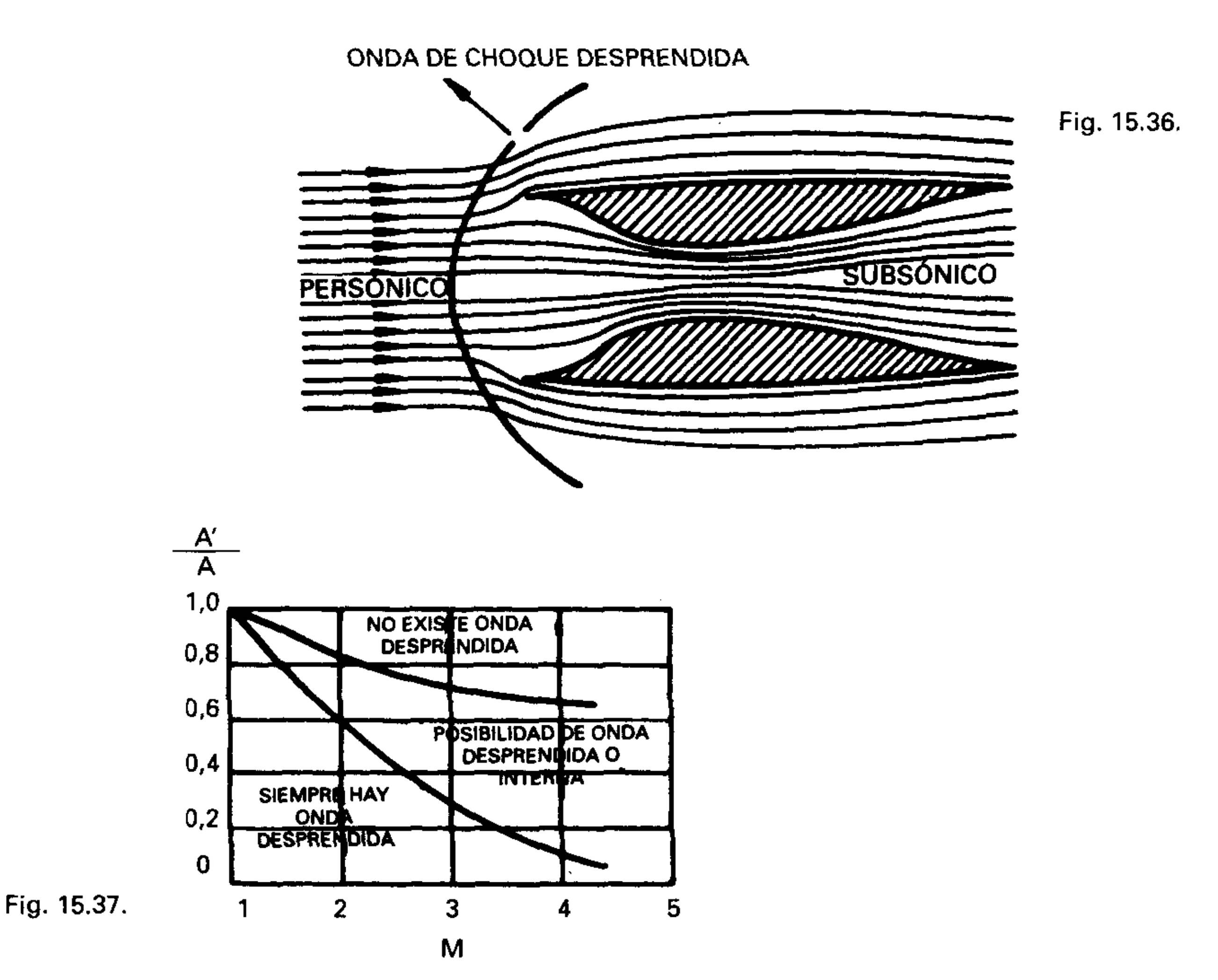


Fig. 15.36.

Fig. 15.37.

res; un medio de evitar esto, sería dar al Piloto posibilidad de cambiar la razón $\frac{A'}{A}$ modificando una de las dos secciones (o las dos), o que el cambio fuera automático.

Otro método, consiste en hacer que se produzcan unas ondas de choque oblicuas, lo suficiente débiles para que las pérdidas no sean excesivas, disminuyendo de esta forma la velocidad de la corriente antes de que se produzca la onda de choque normal, de forma que cuando ésta tenga lugar, la velocidad de la corriente sea poco superior a $M = 1$, y por tanto, la onda de choque normal sea también débil.

En la fig. 15.38, se representa un tipo de tobera proyectado para reducir la velocidad de la corriente, por medio de una sola onda de choque oblicua.

De esta forma, se podría reducir la velocidad de la corriente de $M = 2{,}5$ a $M = 2{,}00$ con sólo un 5% de pérdidas.

La fig. 15.39 representa el caso de tobera proyectada para operar produciendo varias ondas de choque oblicuas antes de la normal. Para una misma

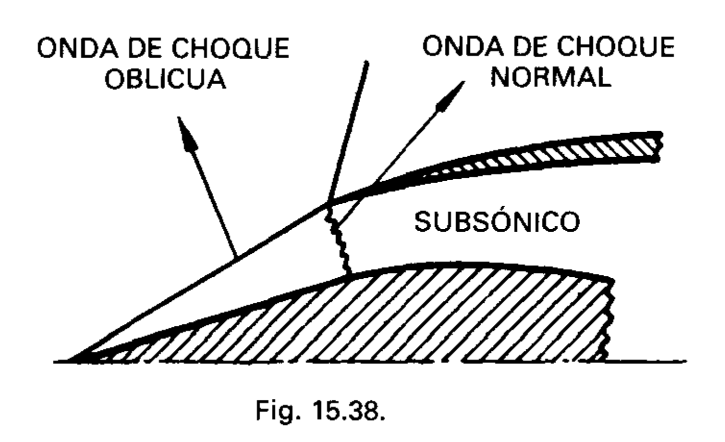


Fig. 15.38.

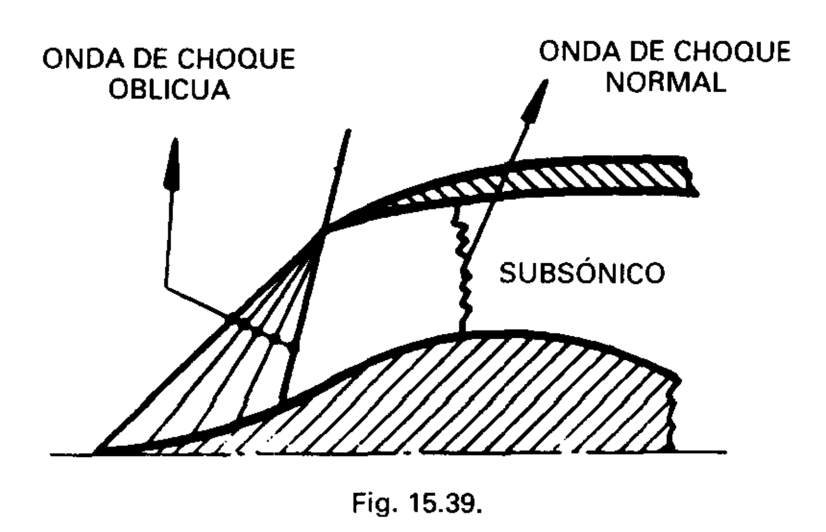


Fig. 15.39.

deflexión de la corriente se produce menos pérdida de energía efectuándola a través de varias ondas de choque oblicuas que de una sola.

Sigue presentándose con estas toberas el problema, de que están proyectadas para un número de Mach óptimo, y que fuera de ese Mach pudieran producirse ondas de choque normales desprendidas o no desprendidas, pero que no se formara ninguna oblicua, y sólo una normal. Se comprende fácilmente que las variaciones de ángulo de ataque afectarán en gran manera a la formación de las ondas, al incidir la corriente de aire libre a distintos ángulos en la entrada.

15.15. EFECTOS DE LA CAPA LÍMITE

Hasta ahora, hemos considerado lo que le ocurriría a un fluido perfecto. En un fluido real, como el aire, la viscosidad dará lugar a la formación de una capa límite en toda la superficie de la tobera. El espesor de la capa límite hace que las secciones efectivas de la tobera queden reducidas, con las

consecuencias que hemos visto que esto puede tener en la formación de ondas de choque normales. El espesor de la capa límite va aumentando conforme la distancia a la entrada de la tobera es mayor.

A veces puede presentarse un fenómeno conocido en la literatura inglesa como *buzz* (zumbido) que consiste en una oscilación violenta de la onda de choque normal. En su formación tiene un papel destacado la obstrucción de parte de la sección de la tobera por la capa límite, que obliga a la onda de choque a moverse hacia adelante primero, y continuar luego hacia atrás prosiguiendo así en forma oscilatoria.

15.16. ONDAS DE CONDENSACIÓN

Si a lo largo de una tobera, túnel supersónico, u otro tipo de conducto cualquiera, se produce una expansión adiábatica, la temperatura disminuye; si esta disminución de temperatura es tal que la temperatura del fluido llega a ser igual a la del punto de rocío, el vapor de agua que contiene el aire se condensa, produciéndose una *onda de condensación*, similar a las de choque.

16

Vuelo supersónico

16.1. INTRODUCCIÓN

Hasta ahora, hemos venido utilizando los términos subsónico y supersónico, junto con el de compresibilidad. La separación entre estos términos, no está completamente determinada, pero aproximadamente, se considera:

Régimen Subsónico	: Mach inferiores a 0,75
Régimen Transónico	: Mach entre 0,75 y 1,20
Régimen Supersónico	: Mach entre 1,20 y 5
Régimen Hipersónico	: Mach mayores que 5

En régimen subsónico, la densidad del aire no varía excesivamente de forma que si fluye por un tubo, y éste presentara un estrechamiento, la presión disminuye y la velocidad aumenta, y en un ensanchamiento, la velocidad disminuye, y la presión aumenta.

En régimen supersónico, la densidad del aire varía, cuando varían la velocidad o la presión. Así, al fluir por un tubo que presenta una garganta o estrechamiento, la velocidad disminuye, la presión aumenta. Para que la masa que circula por cada sección sea constante (ecuación continuidad 15.3), será necesario que la densidad aumente cuando la velocidad disminuya. En un ensanche del tubo en corriente supersónica, la velocidad aumenta, la presión disminuye, y la densidad disminuye, cumpliéndose de esta forma la ecuación de la continuidad.

Como se ve, la diferencia fundamental viene del hecho de que en régimen supersónico, la densidad puede tener unas variaciones muy grandes.

La región transónica, podríamos definirla como aquella en que parte de la corriente es subsónica, y parte supersónica, empezando a manifestarse los fenómenos de compresibilidad (variación de la densidad del aire) con bastante intensidad.

16.2. TIPOS DE PERFILES EN RÉGIMEN SUPERSÓNICO

Los perfiles utilizados en régimen supersónico, son normalmente de uno de los tipos siguientes: romboidal, biconvexo, hexagonal o romboidal modificado, fig. 16.1.

Estos perfiles carecen de curvatura (son simétricos) o la tienen muy pequeña. El espesor debe tener poco valor, así no excederá de un 10% de la cuerda si se desea que presente buenas características para régimen transónico, y de un 5% para supersónico, el Lockheed F-104 tiene tan sólo un 3,5% de espesor, y además el borde de ataque deberá ser agudo.

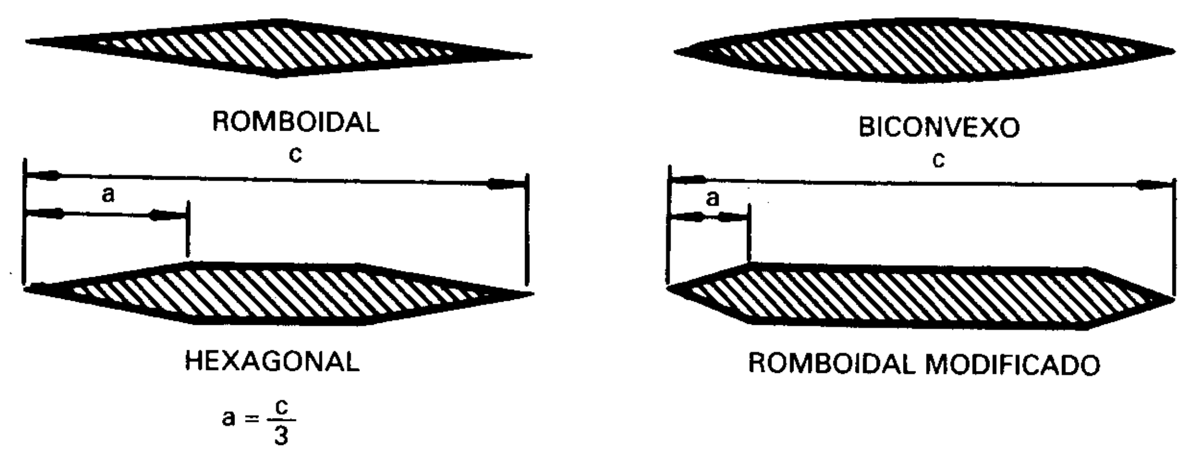


Fig. 16.1.

16.3. CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS DE LOS PERFILES

Supongamos un perfil romboidal en una corriente supersónica, de forma que el eje de simetría coincida con la dirección de la corriente, fig. 16.2, o lo que es igual, con ángulo de ataque cero.

Recordando lo estudiado en el capítulo anterior, al encontrarse la corriente de aire con el perfil, se originará una onda de choque, y conforme la corriente avanza sobre él una onda de expansión y una onda de choque, sucesivamente. Los cambios de presiones que existen sobre el perfil son los indicados en la fig. 16.2.

En este caso, ángulo de ataque cero, no se produce sustentación, ya que la suma de las componentes en la dirección normal a la cuerda es cero, existiendo una resistencia al avance denominada *resistencia de onda*.

Esta resistencia de onda, *wave drag*, va ligada a las ondas de choque y empieza a aparecer en vuelo transónico como vimos en 8.3, siendo una con-

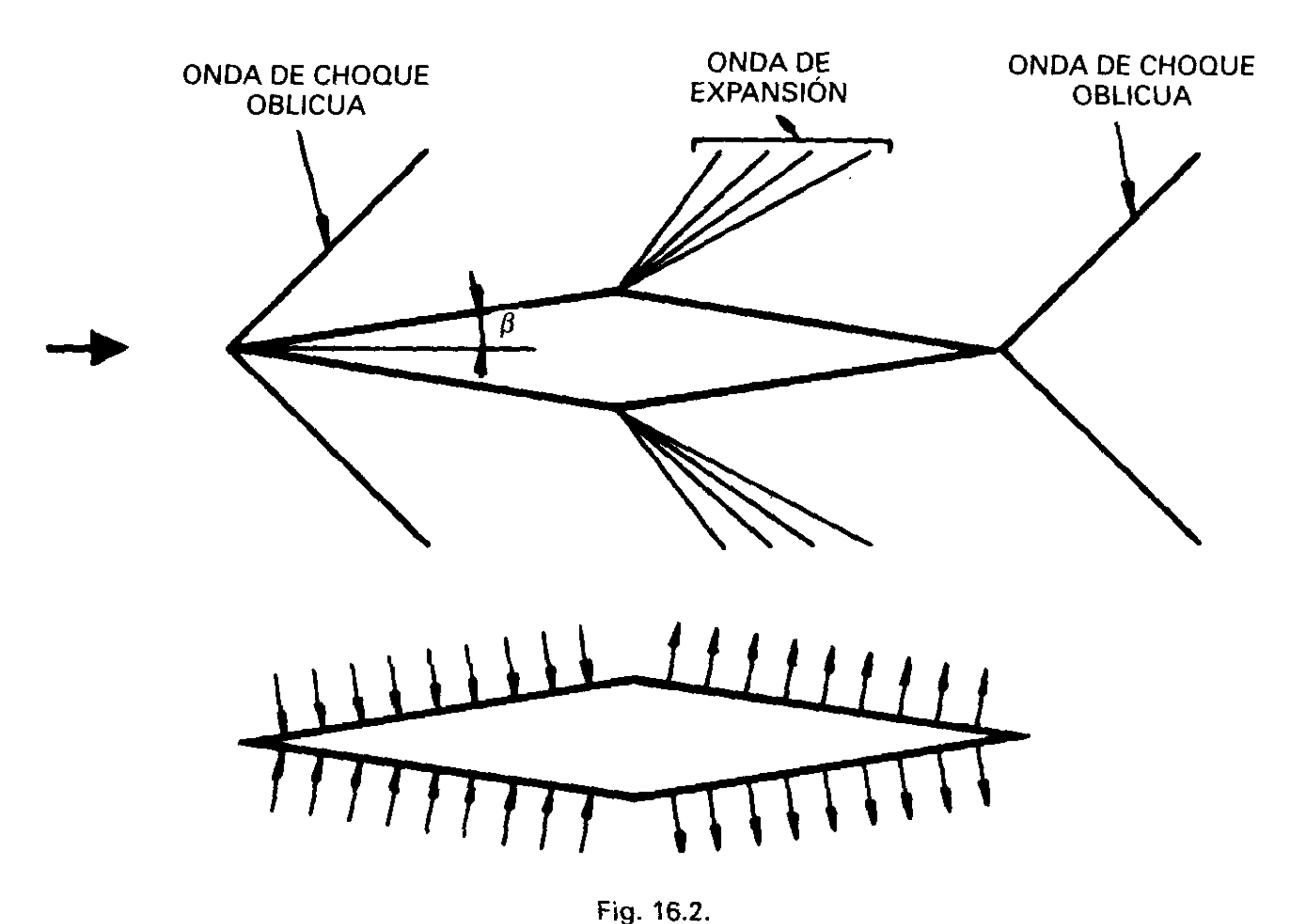


Fig. 16.2.

secuencia de la pérdida de energía cinética en la onda de choque, que se ha convertido en aumento de la presión y de la temperatura del aire al pasar éste a través de ella. La energía correspondiente al aumento de temperatura se pierde completamente en forma de radiación a la atmósfera o de calentamiento de la superficie del avión. La resistencia de onda es tanto mayor cuanto más intensa sea la onda de choque, por consiguiente, cuanto mayor sea el espesor del perfil, existiendo incluso cuando la sustentación es cero (en el caso de perfil simétrico también sería $\alpha = 0$). Desde este punto de vista interesa que en vuelo supersónico los bordes de ataque de las alas sean muy agudos para que las ondas de choque que se forman sean oblicuas y estén adheridas, ya que la resistencia de onda de las oblicuas es menor que las normales desprendidas.

Si el perfil estuviera situado de modo que la cuerda formará con la corriente libre de aire un ángulo de ataque α, se originarán unas ondas como se indican en la fig. 16.3; de forma que, por ejemplo, si β es menor que α la primera onda que se forma sobre el extradós, es de expansión, la distribución de presiones en este caso, sí proporciona sustentación, ya que da lugar a una fuerza resultante que se puede descomponer según la dirección de la corriente libre, resistencia, y perpendicular a ella, sustentación.

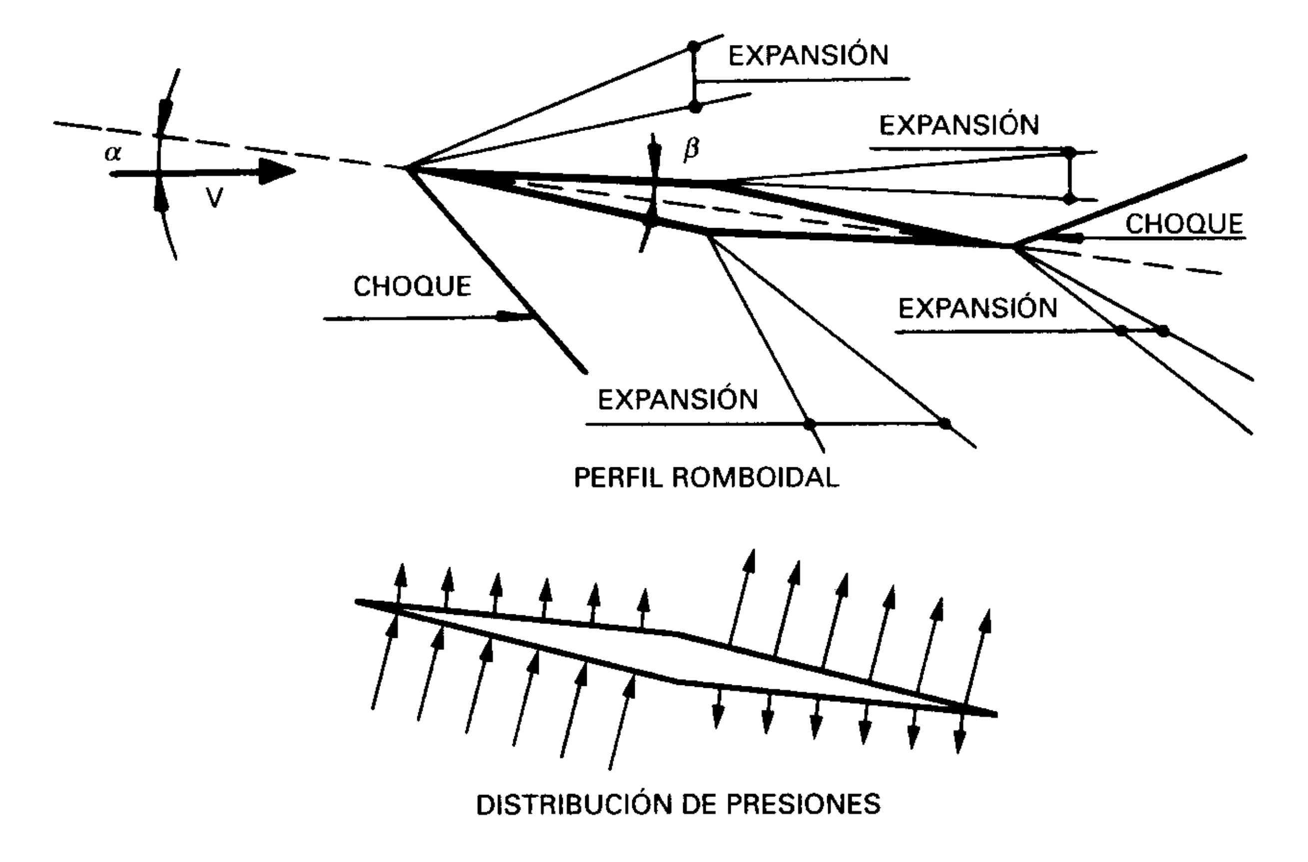


Fig. 16.3.

La resistencia total, será la suma de la componente de la fuerza resultante en la dirección de la corriente (debida a la sustentación), más la resistencia de onda que hemos visto que existe en el caso anterior y la resistencia de fricción (fuerza de rozamiento debido a la viscosidad y tipo de capa límite).

En la fig. 16.4 se representa el tipo de ondas que se producen en un perfil biconvexo con ángulo de ataque cero, es una configuración simétrica. En la fig. 16.5 se representa la distribución de presiones para el mismo perfil con un cierto ángulo de ataque, dicha distribución puede variar ligeramente con otro ángulo de ataque.

Hemos podido apreciar que:

a) Todos los cambios en velocidad, presión y densidad, tienen lugar a través de diferentes tipos de ondas.

b) El tipo de onda y su intensidad dependen de la forma del cuerpo y del ángulo de ataque.

c) La sustentación es la fuerza perpendicular a la dirección de la corriente libre, y resulta de la componente en esa dirección originada por la distribución de presiones.

CHOQUE
EXPANSIÓN
V
CHOQUE
CHOQUE
CHOQUE
EXPANSIÓN
PERFIL BICONVEXO

Fig. 16.4.

d) La componente de fuerza en dirección de la corriente libre es la resistencia.

e) En vuelo supersónico, existe una resistencia adicional denominada *resistencia de onda.*

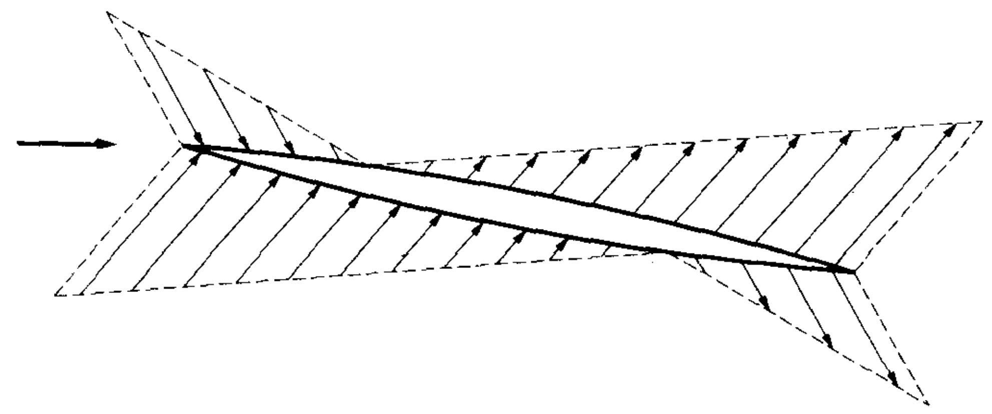


Fig. 16.5.

16.4. COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA DEL PERFIL

Se puede demostrar que los *coeficientes del perfil* vienen dados por las siguientes expresiones:

Coeficiente de sustentación $C_l = \frac{4 \cdot \alpha}{\sqrt{M^2 - 1}}$ [16.1]

Coeficiente de resistencia:

$$C_d = C_{do} + C_{dl} + C_{df} \quad [16.2]$$

en donde:

$C_{do} = \frac{K \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^2}{\sqrt{M^2 - 1}}$ (resistencia de onda) [16.3]

$C_{dl} = \frac{4 \cdot \alpha^2}{\sqrt{M^2 - 1}}$ (resistencia debida a la sustentación) [16.4]

C_{df} = resistencia dc fricción.

En total:

$$C_d = \frac{K \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^2}{\sqrt{M^2 - 1}} + \frac{4\,\alpha^2}{\sqrt{M^2 - 1}} + C_{df} \quad [16.5]$$

En donde:

M = *Número de Mach*
t = *Espesor máximo*
$\frac{t}{c}$ = *Espesor máximo expresado en % de c.*
α = *Ángulo de ataque*
K = *Un valor constante que depende del tipo de perfil. En la tabla que sigue, se dan los valores para diversos tipos.*

La resistencia de onda aumenta con el cuadrado del espesor, y es precisamente el término que hace, que la resistencia del avión supersónico sea considerablemente mayor que la del subsónico.

El parámetro $\sqrt{M^2 - 1}$ que aparece en el denominador de cada una de las ecuaciones que expresan los coeficientes, indica que conforme M aumenta, los coeficientes disminuyen.

TABLA DE VALORES DE «K»

Tipo de perfil	K
Romboidal	4
Biconvexo	5,33
Hexagonal	6
Romboidal modificado	2/a
(a) Expresado en % de la cuerda	

La pendiente de la curva de sustentación, se puede obtener derivando [16.1]:

$$\frac{d\,C_l}{d\,\alpha} = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \qquad [16.6]$$

y muestra que también disminuye con el Mach. *Esta disminución de la pendiente de la curva de sustentación tiene grandes consecuencias en la estabilidad y control.*

El coeficiente $\frac{C_l}{C_d}$ resultaría independiente del número de Mach, si no existiera la resistencia de fricción C_{df}, pero ésta no puede despreciarse, ya que representa un tanto por ciento elevado de la resistencia, especialmente a ángulos de ataque pequeños.

El valor de esta resistencia de fricción depende en gran parte de que la capa límite sea laminar o turbulenta, y del valor del número de Reynolds. La forma en que depende se puede ver en la fig. 16.6.

En régimen subsónico, despreciando los efectos de la viscosidad, para un ala de alargamiento infinito, la resistencia al avance sería cero (la parásita y la inducida serían de valor nulo). En régimen supersónico, aun despreciando

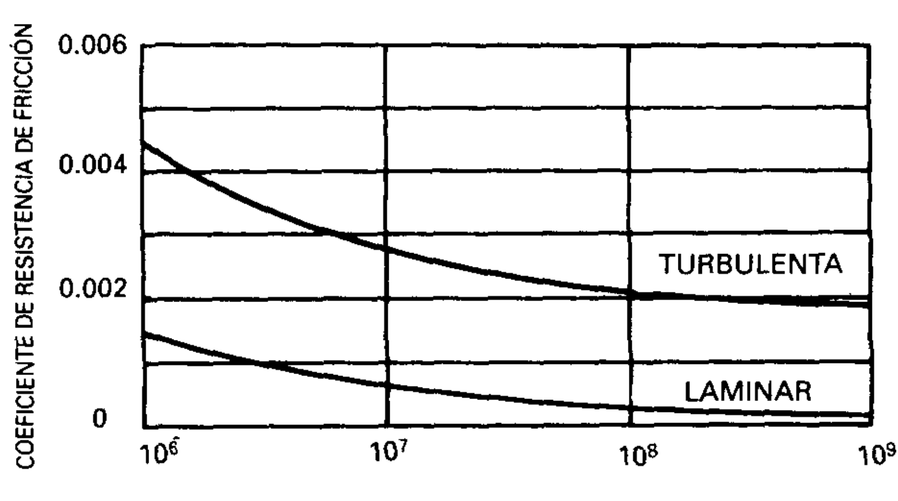


Fig. 16.6.

los efectos de la viscosidad y con ala infinita, la resistencia tendría un valor considerable, debido a que el ala está comunicando al aire una energía en forma de ondas de choque; el valor de esta *energía acústica*, debe salir de la potencia del motor, que se invierte en contrarrestar la resistencia de la onda.

16.5. DESPLAZAMIENTO DEL CENTRO DE PRESIONES CON M. CENTRO AERODINÁMICO

En 8.6 se vio que conforme empiezan a manifestarse los fenómenos de compresiblidad el c.p., a causa de la aparición de la onda de choque normal sobre el extradós, también empieza a moverse hacia atrás. Si suponemos ahora el caso de un perfil simétrico, que son muy utilizados en vuelo supersónico, con un ángulo de ataque pequeño, en lugar del perfil asimétrico que se utilizó en 8.2, la onda de choque normal que aparece en el intradós se mueve más rápidamente hacia atrás, conforme M aumenta, que la del extradós, de modo que aunque se ha formado un poco después llega antes al b.s.

El resultado de la formación de las dos ondas de choque, una sobre el extradós y otra sobre el intradós, fig. 16.7, con las grandes variaciones de

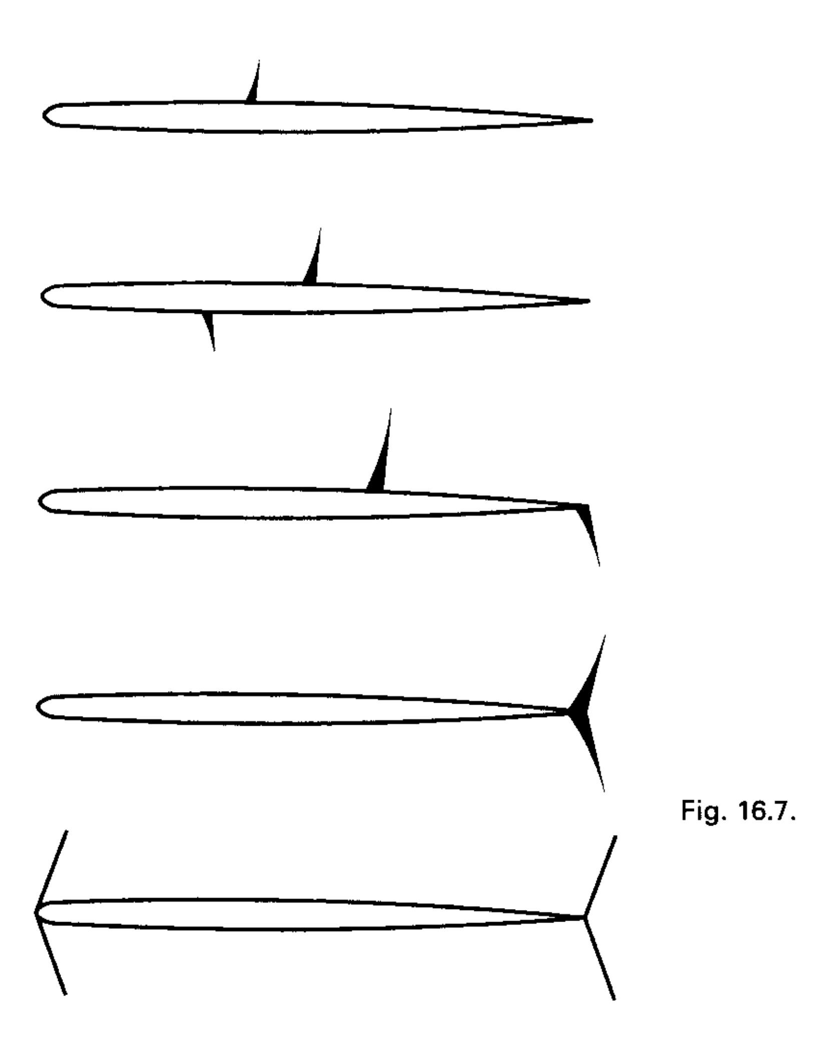


Fig. 16.7.

presión que producen, iniciándose a diferentes M, primero la del extradós, y moviéndose hacia atrás a diferentes velocidades, más rápida la del intradós que llega primero al b.s., hace que el desplazamiento del c. p. expresado en % de la cuerda siga una pauta como se representa en la fig. 16.8, alcanzando en vuelo supersónico la posición del 50% de la cuerda.

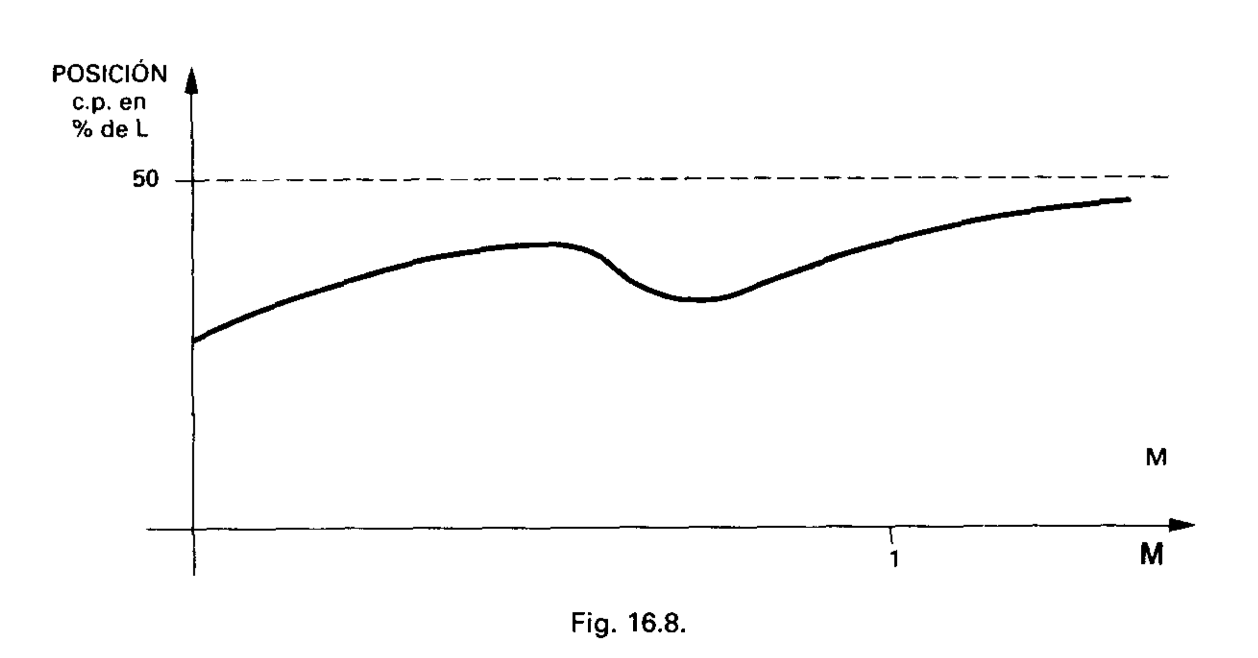


Fig. 16.8.

De otra forma, en régimen subsónico es la parte delantera del perfil la que suministra la mayor parte de la sustentación por lo que el c.p. estará normalmente alrededor del 26 al 30% de la cuerda, mientras que en régimen supersónico la parte trasera del perfil contribuye a la sustentación de forma muy significativa a causa de la succión que originan en esa zona las ondas de expansión, Vid. fig. 16.3, llegando el c.p. a estar en la posición del 50%.

Análogamente ocurre respecto al centro aerodinámico, se podría razonar que en el paso de vuelo subsónico a supersónico su posición pasa del 25% al 50%. Algunos aviones antes de mover el c.a. hacia atrás presentan un movimiento rápido hacia adelante, muy por delante del 25% y luego también rápidamente hacia el 50% conforme M va creciendo.

Estos movimientos del c.p. o del c.a. traen como consecuencia cambios importantes en la compensación y la estabilidad durante la transición de régimen subsónico a supersónico. El movimiento hacia atrás significa que en el paso de subsónico a supersónico todos los aviones experimentan un momento de picado.

16.6. EFICIENCIA DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL. MOMENTOS DE CHARNELA

A los importantes cambios en la compensación y en la estabilidad que se producen en régimen transónico y supersónico se une la dificultad, por diversos motivos, de lograr que el piloto tenga un completo control sobre el avión.

La formación de la onda de choque sobre el extradós en régimen transónico, con el posible desprendimiento de la corriente detrás de ella, además del cosiguiente bataneo produce dos efectos:

- En primer lugar hace que la superficie de control quede situada en una zona de aire con poca energía cinética, *aire muerto*, fig. 16.9, ocurre además que un punto muy probable para la formación de la onda de choque es donde empieza la superficie de control, por lo que la efectividad del timón quedará muy limitada.
- En segundo lugar cuando se mueve, por ejemplo, el timón de profundidad, en régimen subsónico no sólo varían las líneas de corriente y la distribución de presiones sobre él sino que también afecta a la superficie situada por delante, el plano fijo horizontal, mientras que en el caso de régimen transónico o supersónico, fig. 16.10, el aire por delante de la onda de choque *no se entera* de la deflexión del timón, el cambio en la distribución de presiones está limitado a la zona del timón, como consecuencia las fuerzas que producen las deflexiones de los timones tanto en régimen transónico como supersónico son menores que en subsónico, el timón es menos efectivo, aparte de que además su efecto puede que quede sólo ceñido a la zona donde la corriente es turbulenta.

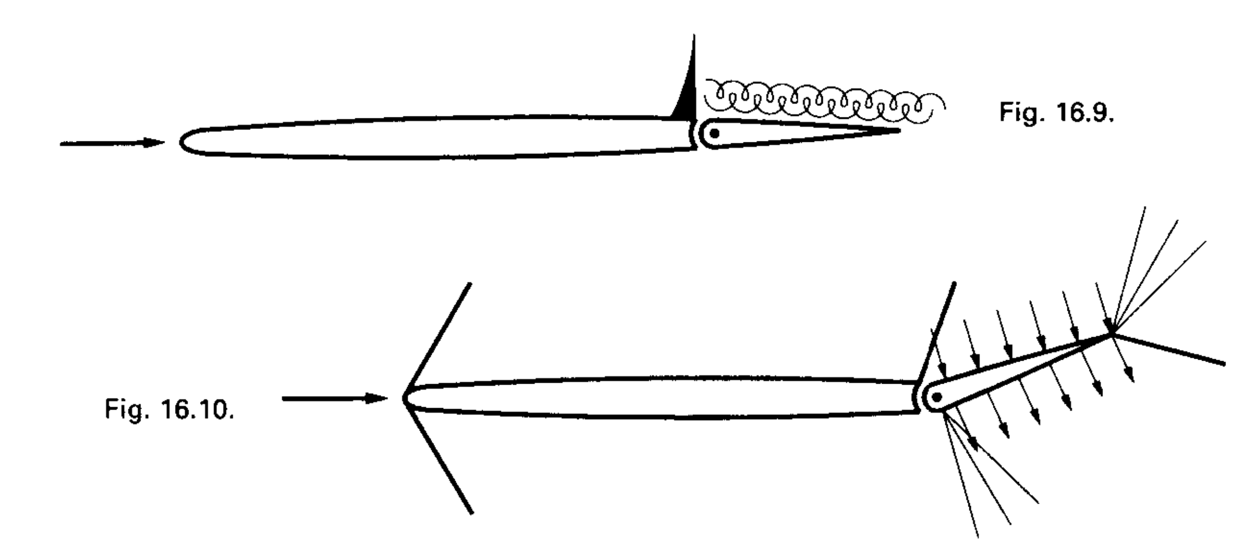


Fig. 16.9.

Fig. 16.10.

El otro aspecto a considerar en cuanto a las superficies de control es el del momento de charnela y las fuerzas que debe ejercer el piloto para contro-

lar el avión. En régimen supersónico las fuerzas que se necesitarían ejercer en la palanca para vencer el momento de charnela serían tan grandes que el piloto quizá no podría mover el timón. Esto es lo que ocurría en los primeros intentos de *romper la barrera del sonido* con aviones convencionales, para ello se hacía picar al avión, el c.p. se retrasaba a la posición del 50%, muy por detrás de la posición del c. de g. del avión, lo que hacía a éste tan excesivamente estable, que no era posible sacarle del picado con los mandos convencionales.

Las soluciones para tener control sobre el avión en esas condiciones de régimen transónico y supersónico apuntan a dos vías diferentes:

- Por un lado aumentando las fuerzas de control que se ejercen sobre los timones utilizando sistemas de potencia para moverlos, normalmente hidráulicos o eléctricos, son *sistemas de control irreversibles*, lo que a su vez crea la necesidad de dotar al avión de un *sistema de sensación artificial*.
- Por otro lado, aumentando el tamaño de las superficies de control, haciendo, por ejemplo, en el caso del timón de profundidad, que todo el plano horizontal de cola sea movible, fig.16.11, lo que en 12.9 habíamos denominado *slab*. Esta solución se puede aplicar también al resto de las superficies de control, tal como al plano vertical de cola.

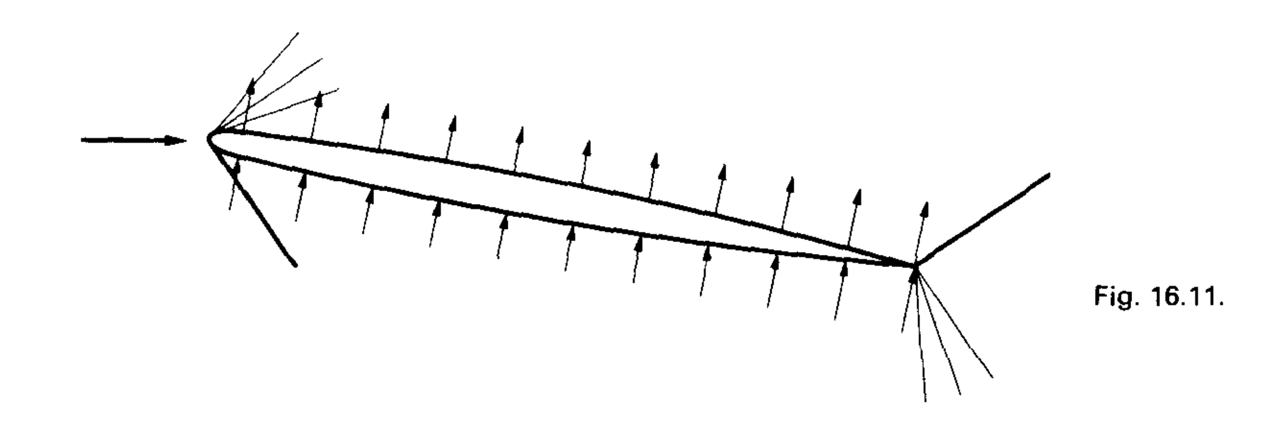


Fig. 16.11.

16.7. INFLUENCIA DE LA FLECHA

La magnitud de la distribución de presiones sobre el ala viene determinada, cuando ésta tiene flecha, por la componente de la velocidad que es normal al borde de ataque del ala, fig. 16.12. (Vid. cap. 8).

Esto tenía como consecuencia la elevación del número de Mach crítico, disminuyendo por tanto los efectos de la compresibilidad del aire.

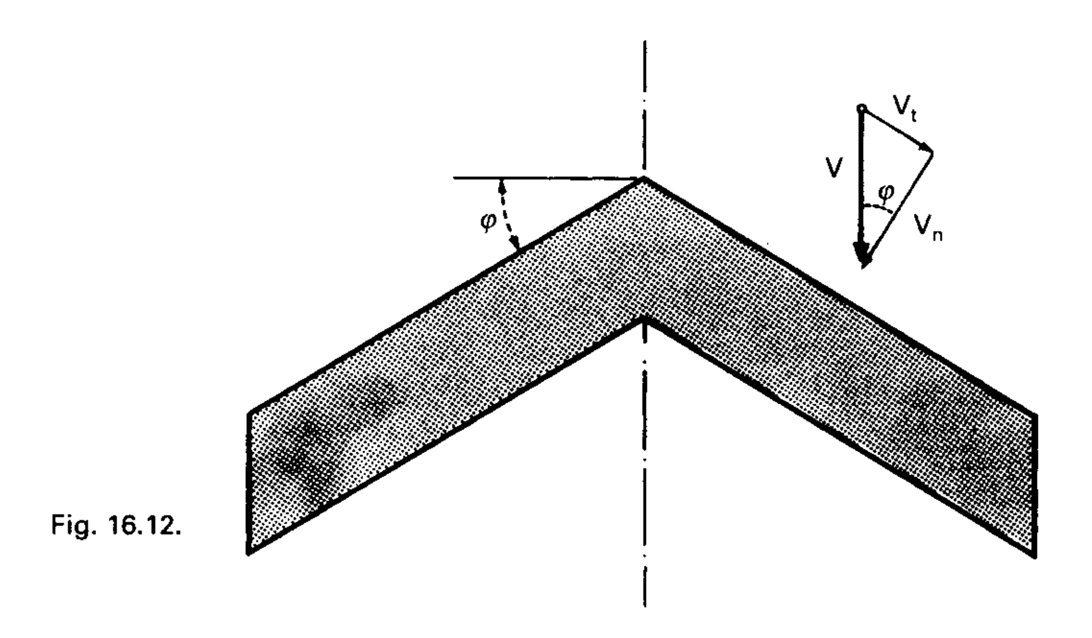


Fig. 16.12.

En régimen transónico especialmente, puede observarse en la fig. 16.13, la diferencia que existe en el coeficiente de resistencia entre un ala con flecha y otra sin ella. Como se ve, cuanto mayor es la flecha menor es el valor máximo de C_D, y tiene lugar a un Mach superior.

El número de Mach sobre el ala depende sólamente de la componente $V_N = V \cdot \cos \varphi$, y para distinguirle del número de Mach M de la corriente libre, le denominaremos Mach efectivo M_N; la relación entre ambos, será también $M_N = M \cdot \cos \varphi$.

INFLUENCIA DE LA FLECHA EN EL COEFICIENTE DE RESISTENCIA

C_D

0°

ÁNGULO DE LA FLECHA

45°

60°

0 1,0 2,0 3,0 M

Fig. 16.13.

Como sabemos en vuelo transónico, la importancia de la flecha es enorme al retrasar los efectos del Mach crítico: pérdida por alta velocidad, aumento de resistencia, bataneo, etc.

Vamos a ver que en vuelo supersónico tiene también gran interés.

Considerando un ala en flecha sin estrechamiento en una corriente supersónica, según sean el ángulo de la flecha y el número de Mach. puede ocurrir que el borde de ataque esté por delante del cono de Mach, fig. 16.14, en cuyo caso se creará una onda de choque en todo el borde de ataque, o que esté por detrás, fig. 16.15, en este último caso, no se forma onda de choque en el borde de ataque; el número de Mach normal, M_N, tendrá un valor muy inferior al de la corriente libre M, siendo $M_N < 1$, la distribución de presiones y las fuerzas resultantes serán equivalentes a las que se encontrarían en un número de Mach subsónico, igual a M_N, y con el borde de ataque perpendicular a la corriente.

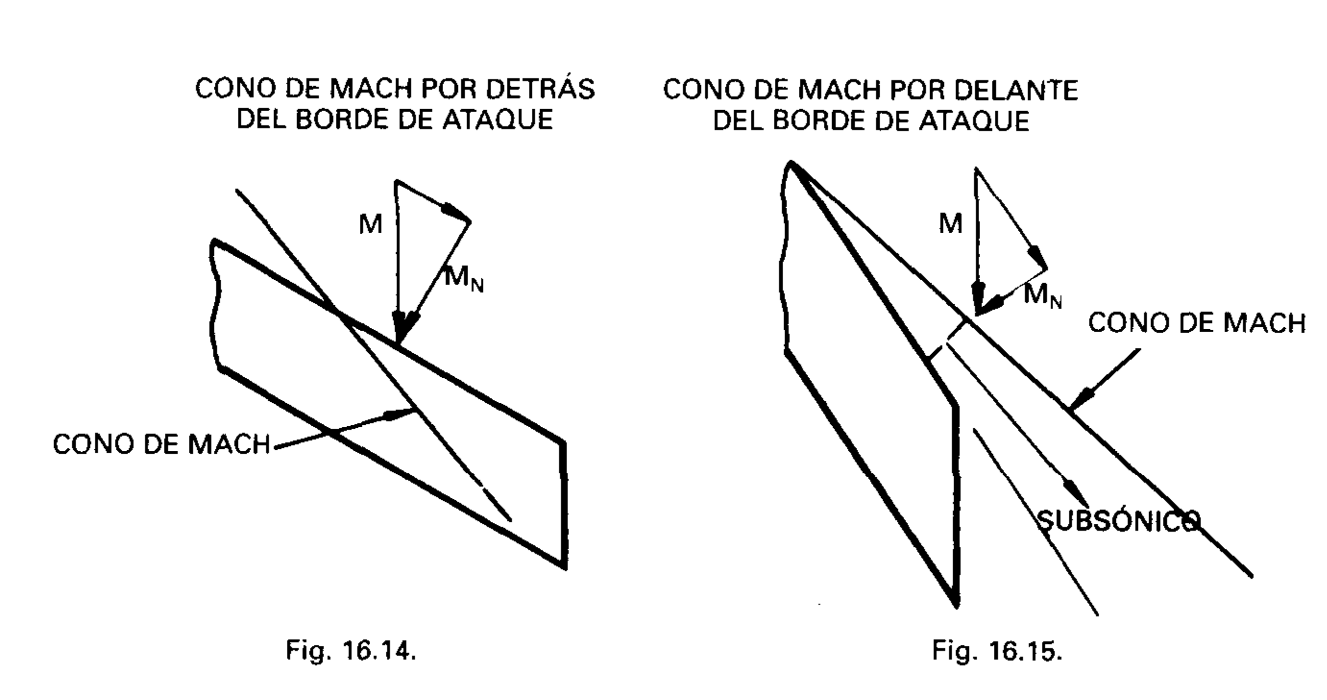


Fig. 16.14.

Fig. 16.15.

Recordemos que un efecto importante que tenía lugar en las alas en flecha, era el engrosamiento y desviación de la corriente dentro de la capa límite, hacia las puntas, para evitar en lo posible este fenómeno se tiende a que las alas tengan poco alargamiento. Así a altos Mach, se necesitaría mucha flecha y poco alargamiento, lo que conduce al uso del ala en delta.

En el párrafo siguiente, veremos la combinación de los efectos de la flecha con los de la forma del ala.

16.8. EFECTO DEL ALARGAMIENTO Y DE LA FORMA DE LA PUNTA DEL ALA

Supongamos un ala rectangular, fig. 16.16; el aire por debajo del ala tiene una presión superior a la que existe por encima; en la proximidad de la punta del ala, en el intradós, el aire tendrá una corriente transversal hacia la punta, mientras que en el extradós tiene lugar una corriente en sentido contrario. Como las perturbaciones de presión no pueden propagarse más rápidamente que la velocidad del sonido, estas pérdidas en las puntas están limitadas a la región comprendida dentro del cono de Mach de la punta.

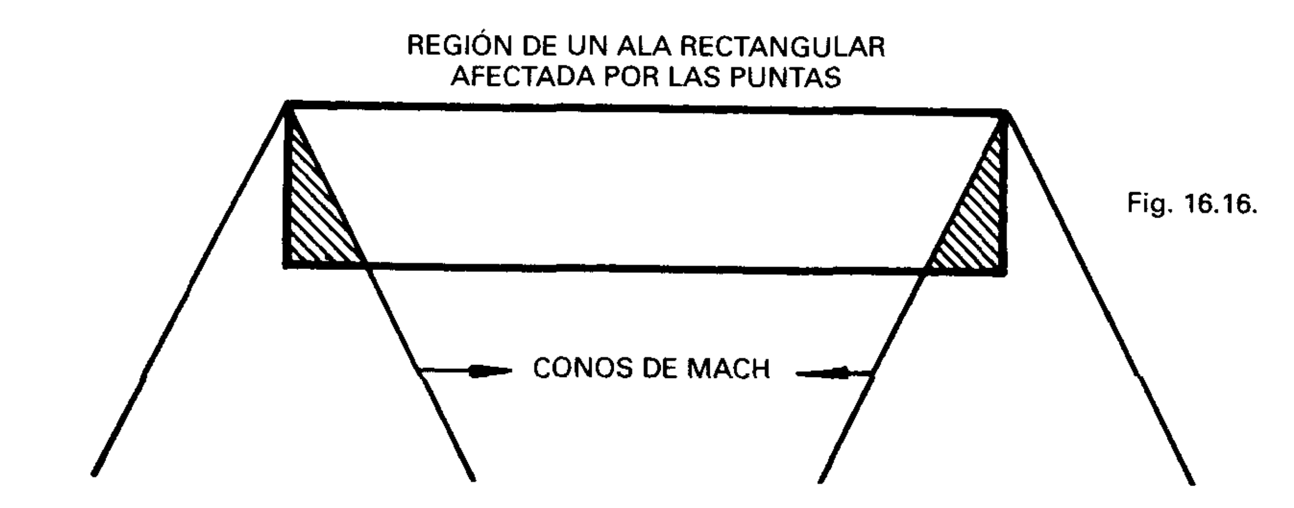


Fig. 16.16.

Al pasar aire del intradós al extradós, se origina una pérdida de *succión* (ésta disminuye el valor de la presión negativa). La distribución de presiones en las puntas es del tipo de la fig. 16.17.

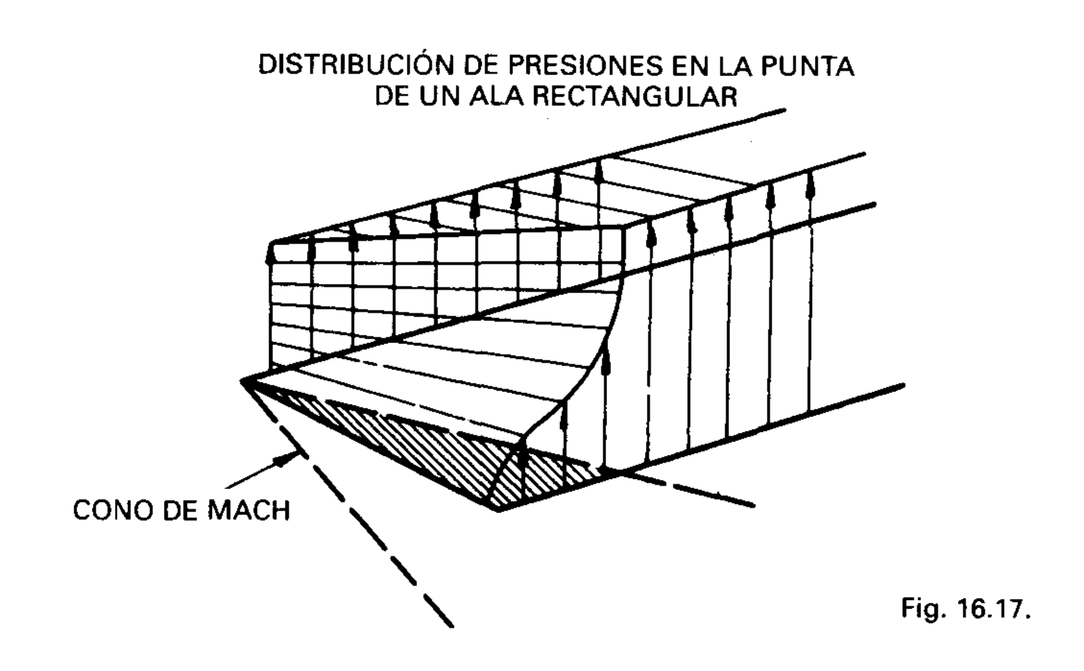


Fig. 16.17.

Como puede observarse, exceptuando la parte afectada por las puntas, en la que es necesario considerar corriente tridimensional, (existen pérdidas de presión), en la parte central del ala, la corriente puede ser considerada bidimensional. Con el fin de evitar esta zona de pérdida en las puntas, se pueden utilizar alas trapezoidales, como las de la fig. 16.18, en las que se han cortado las puntas con un ángulo ligeramente mayor que el ángulo de Mach, (Raked Tip), eliminando de esta forma la reducción de efectividad del ala, así todo el ala estará en corriente bidimensional, y con la misma distribución de presiones.

La sustentación por unidad de área será superior en el caso trapezoidal que en el rectangular, y la relación sustentación/resistencia, también será mayor.

La forma de la punta del ala puede ser una de las indicadas en la fig. 16.19; las dos tienen el mismo objeto.

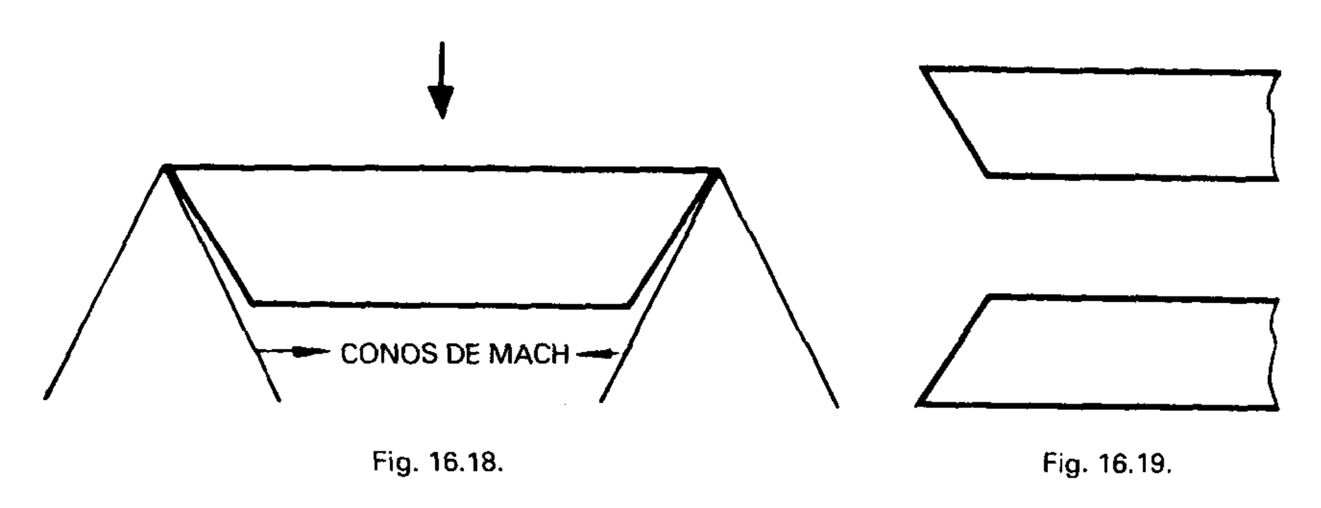


Fig. 16.18.

Fig. 16.19.

El alargamiento del ala influye a partir de ciertos valores, de forma análoga a la flecha, en cuanto a elevar el valor del Mach crítico.

Para que esto ocurra, es necesario que el alargamiento tenga valores inferiores a 4 o 5.

Generalmente, se combinan las dos soluciones: Alargamiento pequeño y flecha grande.

16.9. ALA EN DELTA INVERTIDA

Puede ser considerada como una extensión del ala trapezoidal fig. 16.20; en un ala de este tipo, al estar libre de los conos de Mach de las puntas, el ala entera estará dando unas características correspondientes al caso de corriente bidimensional.

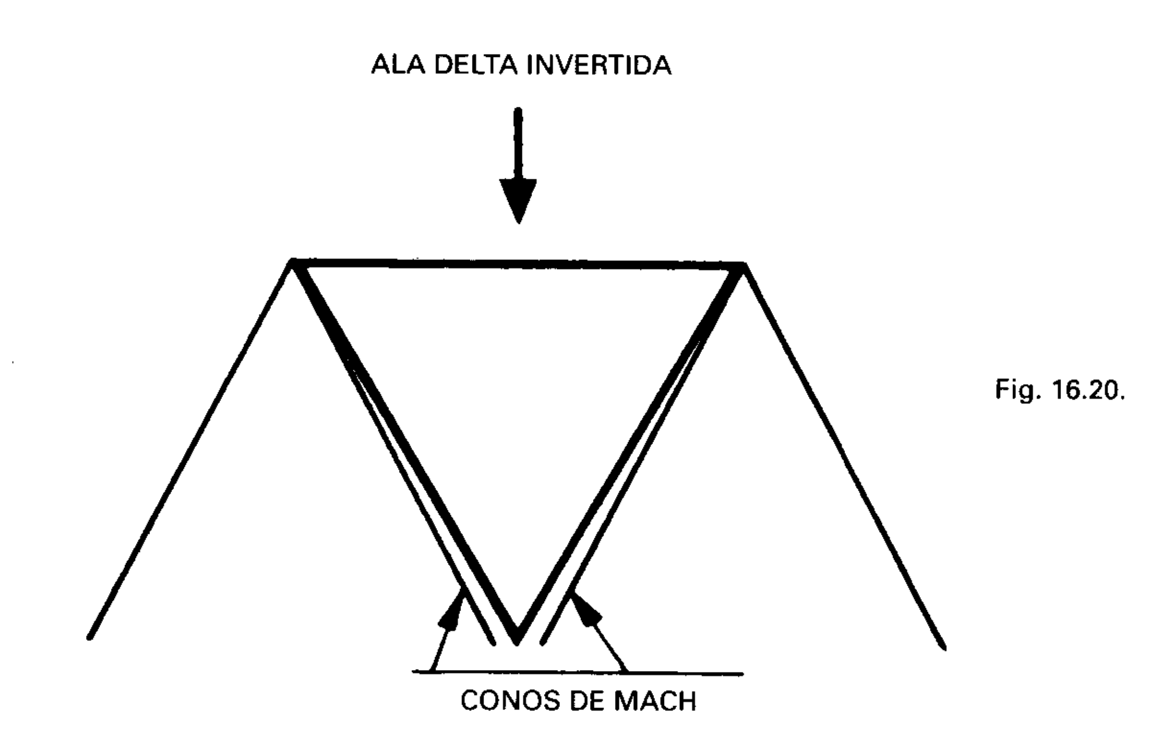


Fig. 16.20.

16.10. ALA EN DELTA

El ala en delta, o triangular, es importante en vuelo supersónico; siendo la conclusión lógica de los requisitos de mucha flecha y poco alargamiento, solucionando al mismo tiempo problemas de tipo estructural y de aeroelasticidad.

La distribución de presiones que se origina en un ala de este tipo, se indica en la fig. 16.21, y depende de que el cono de Mach esté por delante o por detrás del borde de ataque, todo en la hipótesis de que las características del fluido (presión, densidad, etc.) permanecen constantes a lo largo de una línea radial (Vid. 15.6).

En el caso de que el borde de ataque esté por detrás del cono de Mach, la componente de la velocidad normal al borde de ataque es subsónica (aún cuando la corriente sea supersónica), la distribución de presiones es parecida a la que existiría en régimen subsónico.

Si el borde de ataque está por delante del cono de Mach, entre ambas líneas existe una zona de corriente supersónica, con una distribución de presiones constantes (corriente bidimensional), y detrás del cono de Mach una distribución de presiones como en el caso primero.

En las alas en delta para solucionar los problemas de estabilidad que se presentan en vuelo supersónico, por ejemplo, el momento de picado por el movimiento hacia atrás del c.p., se puede utilizar el transvase de combustible

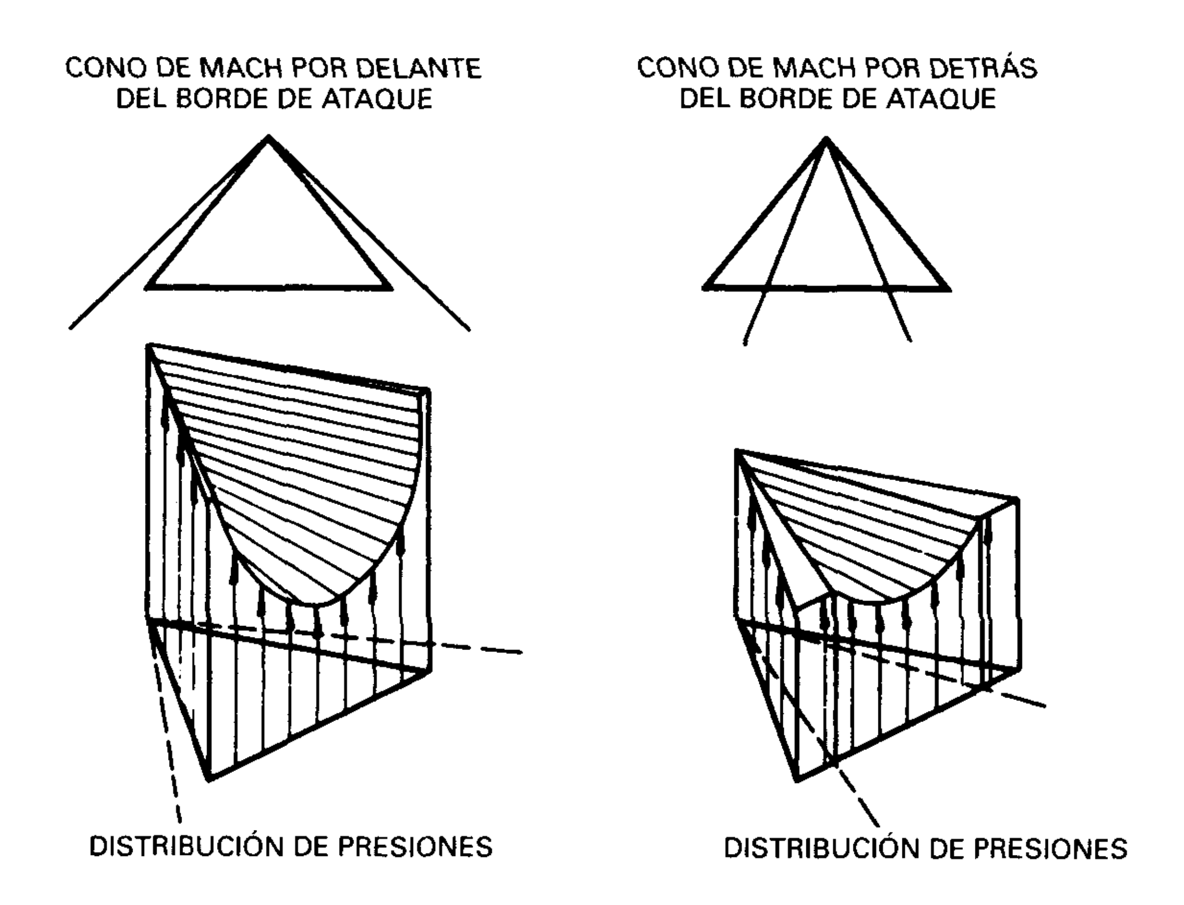


Fig. 16.21.

entre la zona delantera y la trasera. Así en el Concorde, a alta velocidad, se bombea rápidamente combustible de los depósitos delanteros a uno trasero para variar el c.de g.

También es usual en las alas en delta la configuración tipo Canard.

En *régimen subsónico* la configuración de la corriente es la que se representa en la fig. 16.22, a ángulos de ataque muy pequeños la corriente sobre el ala es suave y no hay separación. Conforme el ángulo de ataque aumenta se separa la capa límite, pero la gran diferencia de presiones que existe, mucho mayor en el intradós que en el extradós, hace que esa corriente desprendida se enrolle formando un torbellino que continua corriente abajo y se desprende en la puntas. El proceso es análogo al de formación de los torbellinos de punta de ala en un ala convencional. Al seguir aumentando el ángulo de ataque el desprendimiento de la capa límite se produce en todo el b.a. del ala formándose un torbellino a lo largo del mismo que se desprende en la punta.

Como sabemos por 2.21 se produce una gran disminución de presión en el torbellino y como éste pasa por encima del ala producirá un gran aumento de la succión sobre el extradós, es decir, un aumento considerable de la sustentación respecto al valor que hubiera tenido si la corriente no se hubiera desprendido.

Por lo que se ha visto, las alas en delta esbeltas no entran en pérdida en el sentido estricto del término, de hecho el ángulo de ataque de entrada en pérdida es tan grande que no se alcanza con una actitud normal del avión.

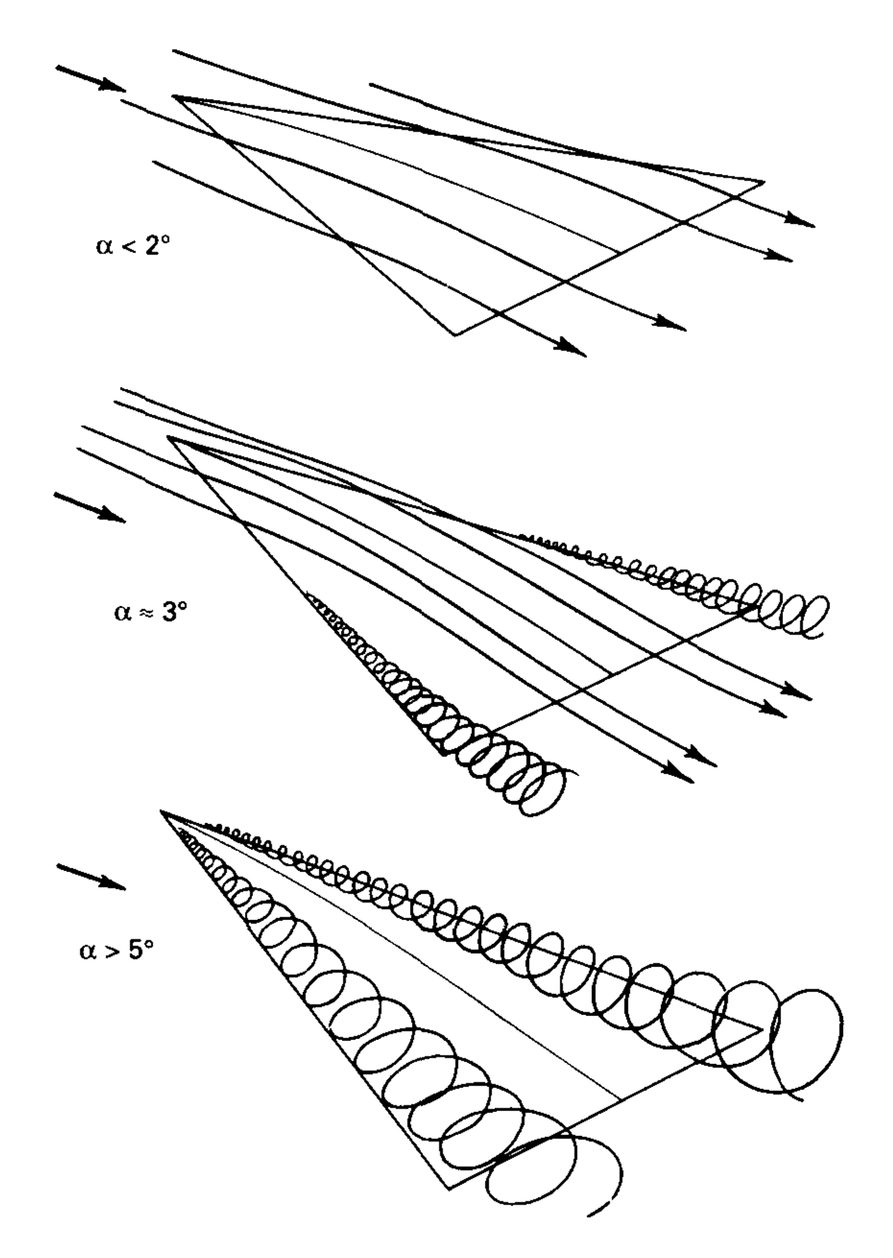


Fig. 16.22.

Generación de torbellinos en un ala en delta esbelta al aumentar α

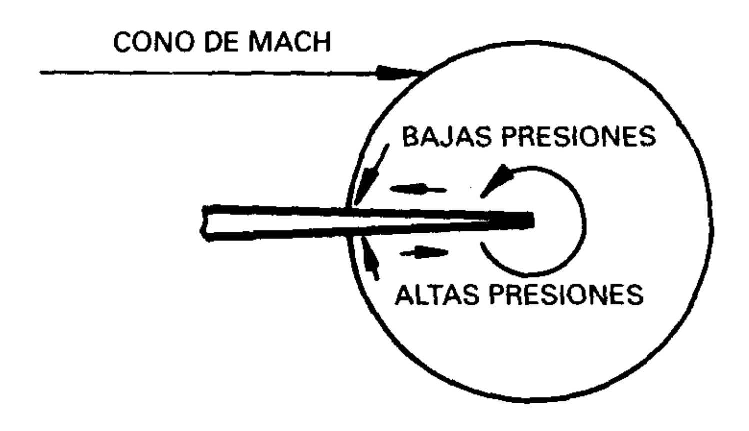
Cuando el ángulo de ataque es muy grande se produce un fenómeno debido a la disminución de estabilidad de estos torbellinos que consisten en que éstos se *rompen, vortex breakdown o bursting,* pudiendo adquirir configuraciones *diversas, que dejan de ser simétricas y que* en general producen grandes fluctuaciones de la corriente por detrás.

16.11. DEFLEXIÓN VERTICAL DE LA CORRIENTE ORIGINADA POR EL ALA

En corriente subsónica, se produce una deflexión vertical de la corriente por delante del borde de ataque y por detrás del borde de salida.

En corriente supersónica, no ocurre igual; por delante del borde de ataque, no puede existir ninguna deflexión, al ser la velocidad del ala superior a la del sonido. Por detrás del borde de salida, no existe tampoco deflexión de la corriente en aquella parte del ala que no está afectada por los conos de Mach de las puntas (en un ala trapezoidal no existiría deflexión vertical en ningún punto), la corriente, después de atravesar el ala, vuelve a la dirección primitiva de la corriente libre, a través de una onda de choque en el extradós, y una onda de expansión en el intradós.

En las partes del ala donde la corriente es bidimensional, (la parte que no está afectada por los conos de Mach), no existe deflexión vertical; en la parte del ala afectada por los conos de Mach, la corriente es tridimensional, y existe deflexión vertical, como se indica en la fig. 16.23.



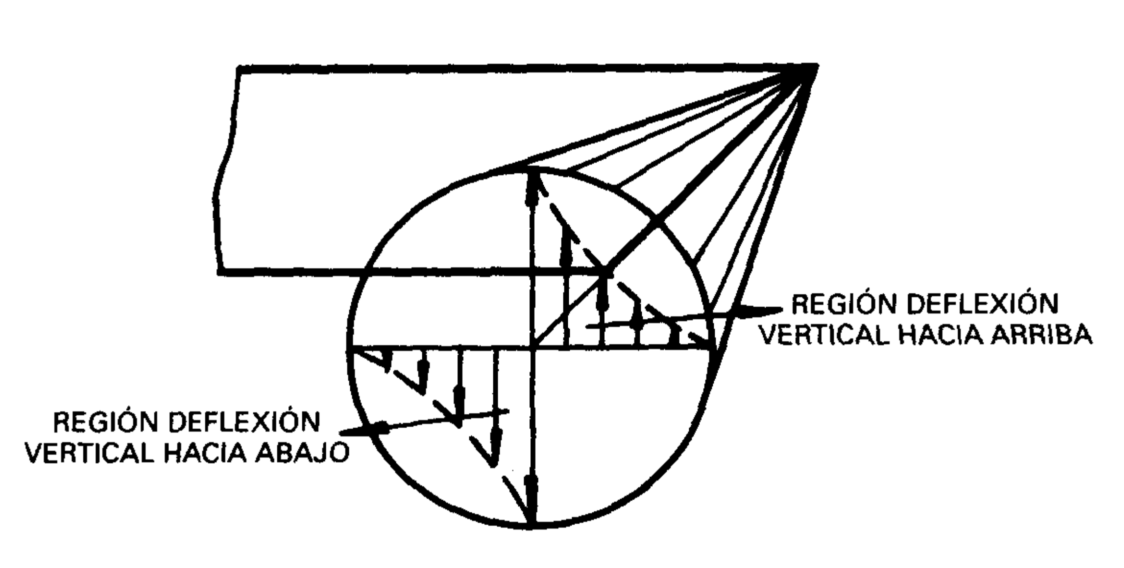


Fig. 16.23.

16.12. CONFIGURACIÓN DEL AVIÓN SUPERSÓNICO

a) Así como en un avión subsónico tiene mucha importancia la forma de los perfiles, en uno supersónico lo más importante es la forma en planta del ala, cuyas características serán de un alargamiento muy pequeño y flecha muy acusada, pudiendo ser de alguno de los tipos siguientes: en delta, en forma de flecha creciente, ojival (ogee), fig. 16.24. El ala creciente, *crescent wing*, utiliza una combinación de variación gradual de la flecha y del espesor, ambos valores grandes en el encastre y menores en las puntas. Tienen una elevada superficie alar, una carga alar, W/S, pequeña y un moderado alargamiento.

b) *Los perfiles* que constituyen el ala, tendrán: un borde de ataque muy agudo (para evitar que se formen ondas de choque desprendidas); un espesor muy pequeño (recuérdese que la resistencia de onda aumentaba mucho con el espesor), y dado que la curvatura apenas si influye en las características aerodinámicas, se utilizarán perfiles simétricos.

c) *El fuselaje* deberá tener relativamente poca sección y mucha longitud. En vuelo supersónico, las ondas que se pueden producir sobre el fuselaje, darán una sustentación y resistencia apreciables.

d) *Las superficies de la cola,* análogamente al ala, tendrán poco alargamiento, flecha acusada, perfiles del mismo tipo que el ala.

e) Las superficies de control se moverán enteras con potencia suministrada por motores hidráulicos o eléctricos.

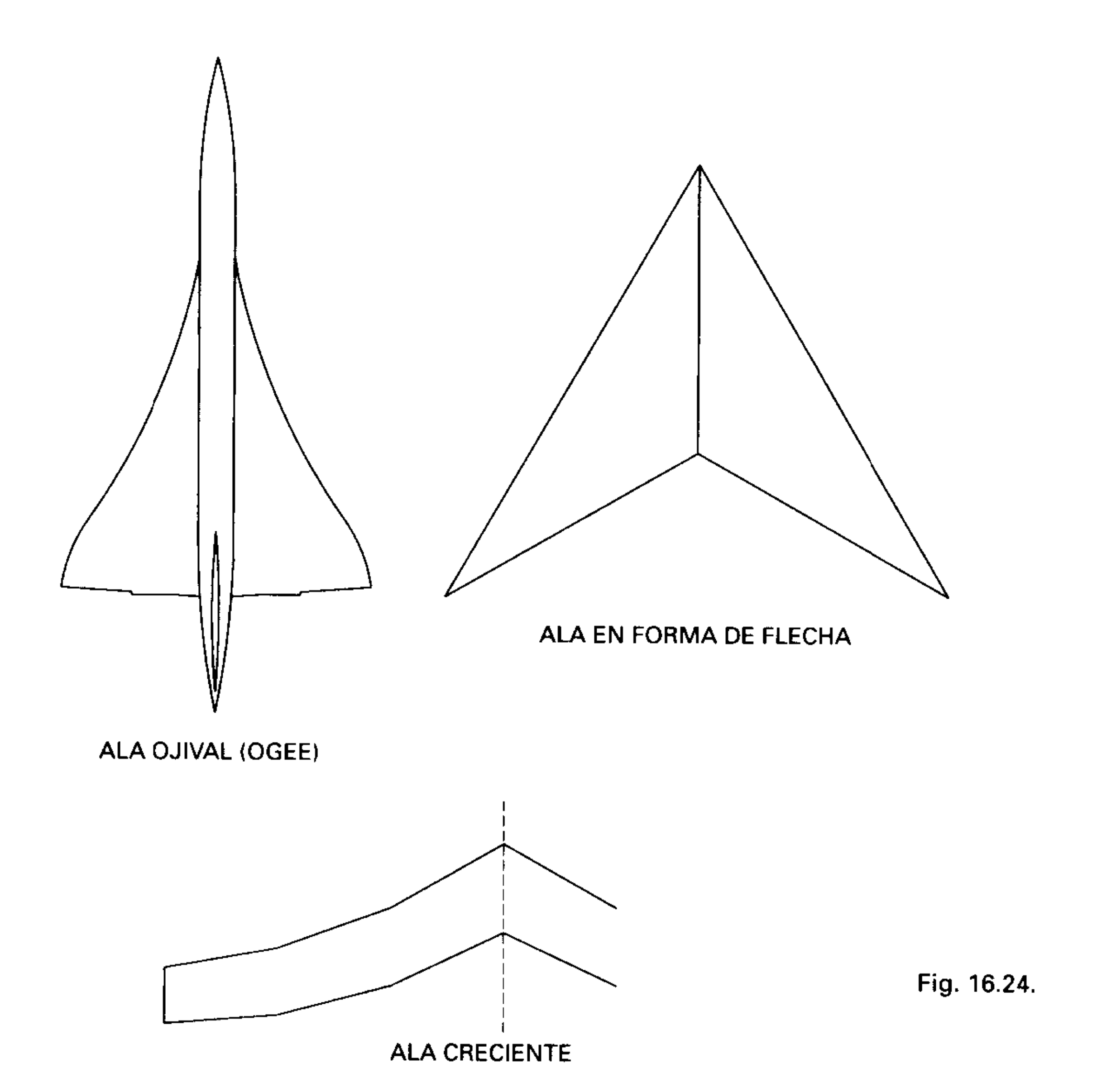
f) Para mejorar los efectos de la combinación ala-fuselaje se guardará la regla del área. Vid. 8.9.

g) Se deberán utilizar medios para contrarrestar el calentamiento de la superficie del avión.

h) De la ecuación de la sustentación se obtiene inmediatamente:

$$C_L = \frac{\frac{W}{S}}{\frac{1}{2}\rho_0 V_e^2} = \frac{\frac{W}{S}}{\frac{1}{2}\rho_0 661{,}5^2\, \delta M^2} = \frac{\frac{W}{S}}{K\delta M^2}$$

donde W/S es la carga alar y K una cte. (también se podía haber obtenido la expresión anterior de la ec. 7.3), y podemos apreciar que con una carga alar W/S de valor elevado tanto C_L como el ángulo de ataque tendrán un valor grande, lo que significa que las ondas de choque serán más intensas, con el consiguiente aumento de la resistencia de onda (si se estuviera en régimen



ALGUNAS FORMAS DE ALA PARA VUELO SUPERSÓNICO

Fig. 16.24.

transónico significaría que el M_{crit} se alcanzaría antes). El problema se acentúa cuando se vuela a gran altitud ya que δ es menor. La solución es que la carga alar W/S tenga un valor pequeño en vuelo supersónico.

16.13. ESTAMPIDO SÓNICO

Es un fenómeno típico del vuelo supersónico, y está originado por las ondas de choque que se forman a Mach superiores a la unidad. Estas ondas se prolongan hasta el suelo moviéndose a la misma velocidad que el avión. Como existe una diferencia de presión enorme entre los puntos situados delante de la onda y los de detrás, un observador percibirá un sonido semejante al de una explosión, llamado a veces *bang* sónico.

Realmente se forman varias ondas de choque sobre el avión, pero tienden a agruparse, reforzándose, y suelen quedar reducidas a dos, una de proa y otra de cola.

La propagación de estas ondas en la atmósfera depende del estado de ésta, tal como la temperatura, pudiendo sufrir fenómenos de refracción y debilitándose conforme más lejos están del foco que las produce.

Cuando los dos frentes de onda cónicos llegan al suelo, la intersección son dos curvas parábolicas, caso de que el vuelo fuera horizontal. En la fig. 16.25 se representa de forma simplificada la forma geométrica de la propagación y la zona del suelo que se verá afectada por el *bang o boom sónico*. Es posible someter a un punto de la tierra determinado a un *bombardeo sónico,* para ello imaginemos un avión picando en vuelo supérsónico con el morro dirigido hacia el objetivo y que en momento determinado vira alejándose de él, las ondas de choque oblicuas que estaban adheridas al avión, se *desprenden* cuando éste vira y continuan viajando hacia el objetivo produciéndose el estampido sobre éste cuando llegan a él, pudiendo ocurrir que si el viraje del avión se hizo suficiente lejos, un observador perciba el *bang* sin que ningún avión sea visible.

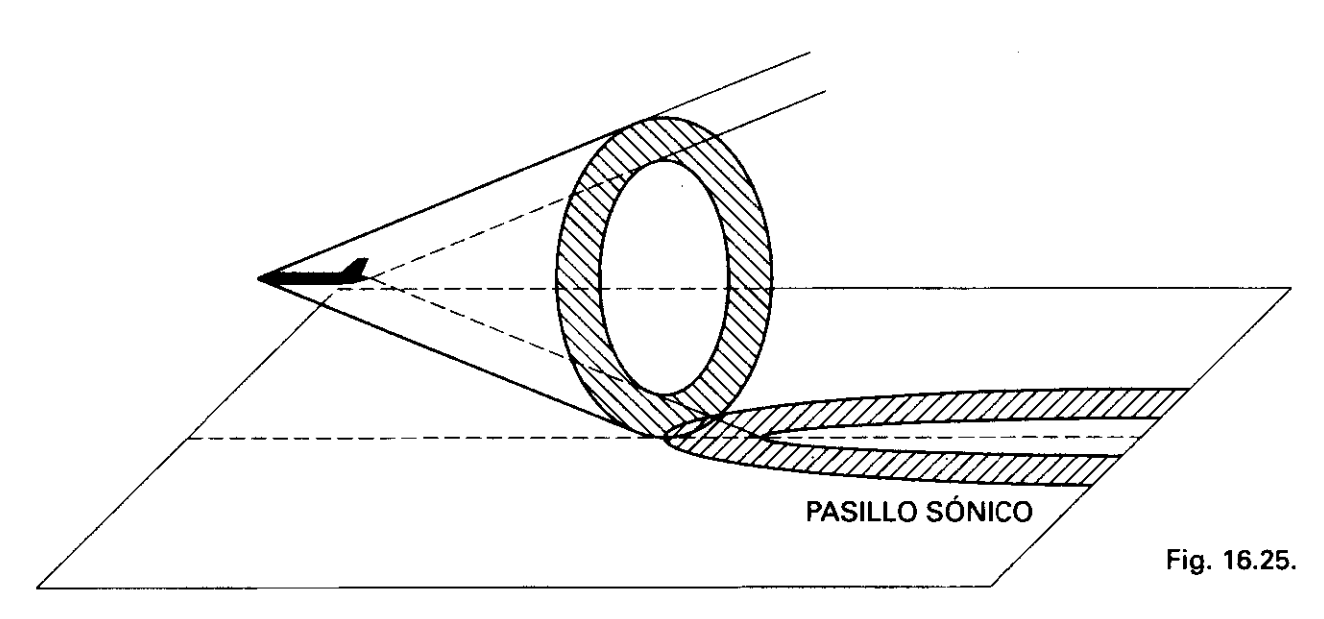


Fig. 16.25.

La intensidad del estampido sónico se expresa por la fórmula de Whitham, que es solamente una aproximación:

$$\Delta p = K_R \cdot K_V \cdot M^{\frac{3}{4}} \cdot (M-1)^{-\frac{1}{4}} \cdot S^{-\frac{3}{4}} \cdot d \cdot l^{-\frac{1}{4}} \sqrt{P_z \cdot P_o}$$

en donde:

Δp = *Intensidad, variación de presión a través de la onda*
K_R = *Coeficiente de reflexión del suelo*

K_V = *Coeficiente característico del avión*
M = *Número de Mach*
d = *Diámetro del cuerpo de revolución equivalente al avión*
l = *Longitud del avión*
S = *Longitud del rayo característico*
P_z = *Presión atmosférica a la altitud de vuelo*
P_0 = *Presión atmosférica a nivel del suelo*

El fenómeno del estampido sónico ha sido objeto de un estudio minucioso, desde que empezaron a volar los aviones supersónicos. El estudio más exhaustivo realizado hasta ahora, lo han hecho en EE.UU., en donde durante los años 1961 y 1962 y por un espacio de siete meses, sometieron a la población de San Luis (Missouri), a los efectos de los estampidos sónicos, con el fin de estudiar las reacciones de la población y los daños en las estructuras.

Apéndice A

RÉGIMEN SUBSÓNICO. MEDIDA DE LA VELOCIDAD

En los apartados 2.7 al 2.13 hemos visto como se efectúa la medida de la velocidad. La forma en que se ha tratado el tema no ha sido rigurosa, ya que se ha partido de la ec. de Bernouilli para fluidos incompresibles, lo que no es cierto para el aire, especialmente si el número de Mach de vuelo es elevado. Ello daba origen a la corrección por efecto de compresibilidad de la que se habla en 2.10. Por lo que acabamos de exponer y para el lector que desee un conocimiento más profundo del tema, vamos a desarrollarle con todo detalle, a costa de una mayor complicación en el tratamiento.

Partiremos de la ec. 2.9 que liga la velocidad verdadera V con los valores de las presiones total y estática, p_t y p_s respectivamente, y de la densidad que realmente existe en el aire sin perturbar ρ_s. Esta ec. es exacta ya que tiene en cuenta que el aire es un fluido compresible:

$$V^2 = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p_s}{\rho_s} \left[\left(\frac{p_t}{p_s} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]$$

restando y sumando la unidad dentro del paréntesis del 2.º miembro queda:

$$V^2 = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p_s}{\rho_s} \left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_s} + 1 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad \text{[A-1]}$$

Esta nueva ec. se podría tomar como base para la medida de la velocidad, pero requeriría tres instrumentos de medida: uno para medir $p_t - p_s$, otro para medir la presión estática p_s y un tercero para medir ρ_s.

La medida de los dos primeros valores no ofrece ninguna dificultad, pero la del tercero sería bastante complicada. Supongamos que la densidad del aire fuera siempre la del nivel del mar y atmósfera tipo, ρ_0, en lugar de la que realmente existe ρ_s, lo que naturalmente no es cierto, y que efectuáramos esta sustitución de valores de la densidad en la ec. *A-1;* el valor que obtendríamos no sería el del cuadrado de

la velocidad verdadera, sino otro diferente, al que se da el nombre de velocidad equivalente V_e:

$$V_e^2 = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p_s}{\rho_0}\left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_s} + 1\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right] \quad \text{[A-2]}$$

Dividiendo las ec. *A-1* y *A-2*, obtenemos:

$V_e^2 = \dfrac{\rho_s}{\rho_0} \cdot V^2$ o bien $V_e = \sqrt{\sigma}$. V, expresión que coincide con la obtenida en el apartado 2.8 para el caso de fluido incompresible.

El valor de V_e proporcionado por la ec. *A-2,* necesitaría solamente dos medidas para que su valor quedara determinado. Una sería $p_t - p_s$, y la otra p_s, y si no hubiera errores de instrumento, ni de posición (medidas de p_t y p_s exactas), proporcionaría el valor de V_e.

Sin embargo, este valor de V_e, no es el que se utiliza, ni el que proporcionan los anemómetros, porque aparte de otras consideraciones, exigiría dos medidas.

Por este motivo, lo que se hace en la práctica es suponer que en la fórmula que da el valor exacto de la velocidad verdadera, *V*, ec. *A-1,* no solamente la densidad es la que tiene el valor del nivel del mar y atmósfera tipo, ρ_0, sino que también el valor de la presión estática que realmente existe, p_s, es el que corresponde a nivel del mar y atmósfera tipo, p_0.

Como consecuencia, dicha expresión proporcionará un valor que no será la velocidad verdadera ni tampoco la velocidad equivalente, sino otra que recibe el nombre de velocidad calibrada, V_c:

$$V_c^2 = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p_0}{\rho_0}\left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_0} + 1\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right] \quad \text{[A-3]}$$

Esta expresión es la que sirve de base a los modernos anemómetros y sólo exige una medida, la necesaria para obtener la presión dinámica $p_t - p_s$, que se obtiene por un dispositivo que resta la presión total del pitot menos la estática. Los demás términos de la fórmula son fijos. El valor de V_c, será igual a *V* sólo en condiciones de atmósfera tipo y nivel del mar. (Vid. ec. A-25).

La diferencia entre los valores de V_e y V_c, estriba en el hecho de que el anemómetro que proporciona V_c, (salvo errores de instrumento y posición), está calibrado con la presión que existe al nivel del mar y atmósfera tipo, p_0, y está corregida *en estas condiciones* por la compresibilidad del aire, ya que como podemos observar se han utilizado las fórmulas para fluidos compresibles, mientras que en el valor de V_e lo que interviene es el valor de la presión estática p_s, que realmente existe en el punto donde se está efectuando la medida.

De lo anteriormente expuesto nos encontramos con que el anemómetro se calibra para que proporcione la velocidad calibrada V_c, aunque marcará un valor algo

diferente si existen errores de instrumento y posición, denominándose a la lectura directa del anemómetro Velocidad Indicada (IAS), y si este valor se corrige por los errores de instrumento y posición se obtiene la Velocidad Calibrada (CAS). En caso de que estos errores sean despreciables podemos suponer que el anemómetro marca directamente la CAS lo que coincide con lo que deseamos al efectuar la calibración del instrumento como la hemos hecho.

Vamos a ver ahora en que forma suelen presentarse los pasos a seguir para pasar de unas velocidades a otras.

El valor de V_e, de *A-2* puede escribirse así, después de multiplicar y dividir por $p_t - p_s$:

$$V_e = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p_s}{p_t - p_s} \cdot \left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_s} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \cdot \sqrt{\frac{p_t - p_s}{1/2\,\rho_0}} \qquad \text{[A-4]}$$

en donde el radical de la derecha es el valor de V_e en el caso del fluido incompresible (Vid. 2.10), siendo por tanto el radical de la izquierda el valor en que afecta la compresibilidad, en la altitud que estamos considerando, esto es para el valor de la presión altitud de vuelo p_s. Algunos autores lo denominan factor de compresibilidad, f, siendo su valor

$$f = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p_s}{p_t - p_s} \left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_s} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \qquad \text{[A-5] y}$$

$$V_e = f \cdot \sqrt{\frac{p_t - p_s}{1/2\,\rho_0}} \qquad \text{[A-6]}$$

Análogamente el valor de V_c, de *A-3* puede escribirse:

$$V_c = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p_0}{p_t - p_s} \left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \cdot \sqrt{\frac{p_t - p_s}{1/2 \cdot \rho_0}} \qquad \text{[A-7]}$$

en donde el radical de la izquierda es el factor de compresibilidad a nivel del mar y atmósfera tipo, (obsérvese que aparece p_0),

Luego la velocidad calibrada V_c, que proporciona el anemómetro, está corregida por error de compresibilidad a nivel de mar y atmósfera tipo. Si llamamos f_0 a este factor:

$$f_0 = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{p_t - p_s} \left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \qquad \text{[A-8]}$$

queda

$$V_c = f_0 \cdot \sqrt{\frac{p_t - p_s}{1/2\, \rho_0}} \qquad \text{[A-9]}$$

repetimos que el valor que proporciona el anemómetro es exactamente el de esta última expresión. Operando con las ec. A-4, A-5 y A-9, se obtiene

$$V_e = \frac{f}{f_0} \cdot V_c \qquad \text{[A-10]}$$

lo que significa que si a partir de V_c, dado por el anemómetro, despreciando errores de instrumento y posición, deseáramos obtener V_e, bastaría con multipilcar por la relación f/f_0, relación entre factor de compresibilidad a la presión altitud de vuelo p_s, y factor de compresibilidad a la presión del nivel del mar y atmósfera tipo p_0. Por tanto V_e *depende sólo de la lectura del anemómetro y de la presión altitud.*

Si a partir de aquí se deseara obtener la velocidad verdadera, como $V = V_e/\sqrt{\sigma}$ sería:

$$V = V_c \cdot f/f_0 \, \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \qquad \text{[A-11]}$$

fórmula que indica el modo de obtener la velocidad verdadera V, a partir de la lectura del anemómetro V_c.

Teniendo en cuenta las expresiones *A-5* y *A-8*, observamos que $f < f_0$, luego por *A-10*, $V_e < V_c$, la diferencia entre V_c y V_e se la conoce con el nombre de error de compresibilidad, sea ε_c, y vale

$$\varepsilon_c = V_c - V_e = V_c - f/f_0 \cdot V_c = (1 - f/f_0) \cdot V_c \qquad \text{[A-12]}$$

que se puede demostrar que es función de V_c *y* p_s solamente, para ello basta operar en la ec. *A-12*, con los valores de f y f_0 dados por las ec. *A-5* y *A-8*. En el gráfico *A-1*, se da el valor de ε_c en función de V_c y p_s. Como resulta que el número de Mach, también es función de V_c y p_s, como veremos posteriormente, tenemos que, para hallar ε_c, se puede entrar en dicho gráfico, bien con V_c y p_s, o bien con el número de Mach.

Una vez obtenido el valor de ε_c se resta a V_c y se obtiene la velocidad equivalente.

La ec. *A-10* que proporciona el valor de V_e puede escribirse de otro modo en el que se manifiesta también que V_e *es sólo función de* V_c y p_s, y por lo tanto V_c también será sólo función de las mismas variables, para ello

De *A-2*: $$p_t - p_s = p_s \cdot \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \, \frac{\rho_0 \cdot V_e^2}{\gamma \cdot p_s} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right]$$

De *A-3:* $$p_t - p_s = p_0 \cdot \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \; \frac{\rho_0}{\gamma p_0} V_c^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right]$$

Igualando ambos valores y teniendo en cuenta que:

$$\gamma = 1{,}4, \qquad \frac{\gamma}{\gamma - 1} = 3{,}5 \qquad \frac{\gamma p_0}{\rho_0} = C_0^2 = 665{,}5^2 \; kt$$

$$\frac{\gamma - 1}{2} = 0{,}2$$

tenemos que:

$$p_s \cdot \left[\left(1 + 0{,}2 \frac{\rho_0 \cdot V_e^2}{\gamma \cdot p_s} \right)^{3{,}5} - 1 \right] = p_0 \left[\left(1 + 0{,}2 \frac{V_c^2}{661{,}5^2} \right)^{3{,}5} - 1 \right] \qquad \text{[A-13]}$$

en donde V_c y V_e se miden en nudos.

Despejando el paréntesis que contiene V_e y elevando a la potencia 1/3,5:

$$1 + 0{,}2 \frac{\rho_0 \cdot V_e^2}{\gamma \cdot p_s} = \left(\frac{p_0}{p_s} \cdot \left[\left(1 + 0{,}2 \frac{V_c^2}{661{,}5^2} \right)^{3{,}5} - 1 \right] + 1 \right)^{\frac{1}{3{,}5}}$$

Despejando V_e:

$$V_e = \sqrt{\frac{\gamma \cdot p_s}{0{,}2 \cdot \rho_0} \cdot \left\{ \left(\frac{p_0}{p_s} \cdot \left[\left(1 + 0{,}2 \frac{V_c^2}{661{,}5^2} \right)^{3{,}5} - 1 \right] + 1 \right)^{\frac{1}{3{,}5}} - 1 \right\}}$$

multiplicando y dividiendo dentro del radical por p_0 podemos escribir:

$$V_e = \sqrt{\frac{\gamma \cdot p_0}{0{,}2 \cdot \rho_0}} \sqrt{\delta \left\{ \left(\frac{1}{\delta} \left[\left(1 + 0{,}2 \frac{V_c^2}{661{,}5^2} \right)^{3{,}5} - 1 \right] + 1 \right)^{\frac{1}{3{,}5}} - 1 \right\}}$$

Sustituyendo los valores de $\gamma = 1{,}4$, $p_0 = 1.013{,}25 \;\; 10^3$ dinas/cm²; $\rho_0 = 0{,}001225$ g/cm³, el primer radical vendría en cm/seg., pasándolo a nudos obtenemos:

$$V_e = 1.479 \sqrt{\delta \left\{ \left(\frac{1}{\delta} \cdot \left[\left(1 + 0{,}2 \frac{V_c^2}{661{,}5^2} \right)^{3{,}5} - 1 \right] + 1 \right)^{\frac{1}{3{,}5}} - 1 \right\}} \qquad \text{[A-14]}$$

También la expresión 2.23 que proporciona el número de Mach puede escribirse en función de la velocidad calibrada V_c y de p_s (V_c es al fin y al cabo función de $p_t - p_s$). Para ello el valor de $p_t - p_s$ despejado de la ec. 2.23 se iguala con el obtenido de la A-1 en forma similar a como se obtuvo A-3, quedando:

$$p_s \cdot \left[(1 + 0{,}2\, M^2)^{3,5} - 1 \right] = p_0 \left[\left(1 + 0{,}2 \frac{V_c^2}{661{,}5^2} \right)^{3,5} - 1 \right] \qquad \text{[A-14]}$$

despejando M se obtiene:

$$M^2 = 5 \cdot \left[\left\{ \frac{1}{\delta} \left[\left(1 + 0{,}2\, \frac{V_c^2}{661{,}5^2} \right)^{3,5} - 1 \right] + 1 \right\}^{\frac{1}{3,5}} - 1 \right] \qquad \text{[A-15]}$$

De las expresiones *A-14* y *A-15*, observamos que V_e y M, son funciones ambas de V_c y δ, es decir, V_c y p_s (presión altitud).

En el gráfico *A-2* se presenta en abscisas la velocidad verdadera V, en función de la altitud densidad. Se basa en la fórmula *A-14* y en la relación $V = V_e / \sqrt{\sigma}$. También figuran las líneas de Mach constante.

Antes de entrar en dicho gráfico es necesario conocer la altitud densidad. Para ello se entra en el gráfico 1.5 (Cap. 1) con la altitud presión y la temperatura exterior. Una vez conocida la altitud densidad, con su valor y el de la velocidad calibrada (o con el número de Mach) se obtiene la velocidad verdadera V.

La fórmula *A-15* se puede trasladar a un gráfico, *A-3*, en el cual entrando con la altitud presión y la velocidad calibrada se obtiene el número de Mach, o bien si se entra con el número de Mach se obtiene la velocidad calibrada.

RÉGIMEN SUPERSÓNICO. MEDIDA DEL MACH

En 2.14 se estudió el indicador de Mach en régimen subsónico, vamos a tratar ahora el caso supersónico.

La detección de la presión total en el punto de remanso en el tubo de Pitor, presenta la complicación de que en algún punto delante del Pitot tiene que existir una onda de choque en donde la corriente pase de supersónica a subsónica, fig. A-1.

A causa de la pequeña área frontal que presenta el Pitot es válida la hipótesis de que la onda de choque es normal. El estudio analítico se efectúa suponiendo que se produce una compresión a través de la onda de choque, (esta compresión no es isentrópica, se trató con detalle en 15.12), y luego una deceleración en régimen subsónico desde después de la onda de choque hasta el punto de remanso, de tipo isentrópico. (La corriente en la zona supersónica antes de la onda de choque también es isentrópica.)

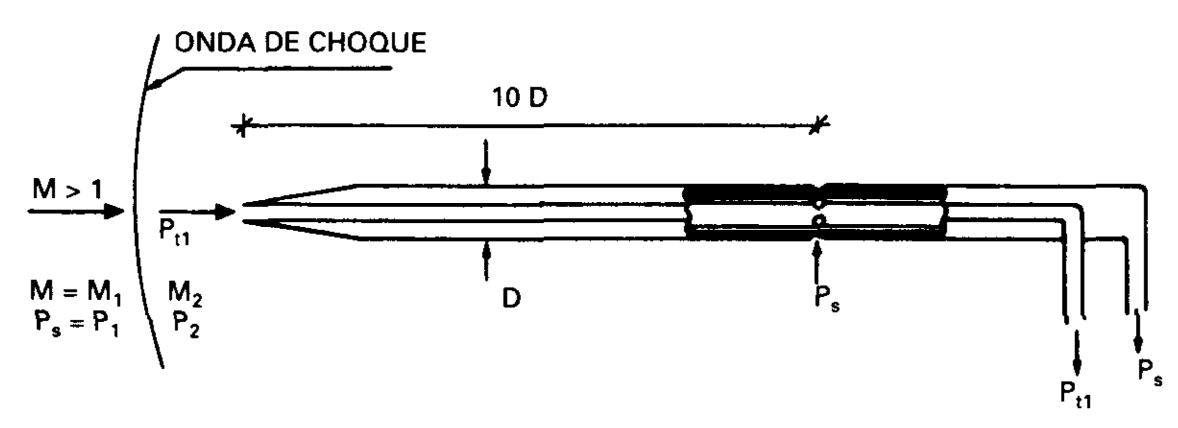


Fig. A-1.

La relación que liga la presión p_2 después de la onda de choque con la presión p_1 delante de la onda se calculó en 15.12, ec. 15.15 $\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1}$ y la relación que existe entre p_2 y la presión de remanso en el Pitot, p_{t1}, con régimen subsónico e isentrópico viene dado por las ec. 2.8, 2.21 o 2.24.

$$\frac{p_{t1}}{p_2} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 \right]^{\gamma/(\gamma - 1)}$$

como por 15.14, $M_2^2 = \frac{(\gamma - 1) M_1^2 + 2}{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)}$ sustituyendo el valor de M_2 y operando queda:

$$\frac{p_{t1}}{p_2} = \left[\frac{(\gamma + 1)^2 M_1^2}{4\gamma M_1^2 - 2(\gamma - 1)} \right]^{\gamma/(\gamma - 1)} \quad \text{[A-16]}$$

A partir de ahora vamos a denominar al Mach, M_1, de la corriente libre de aire, M, y p_s a la presión correspondiente p_1, sustituyendo tenemos:

$$\frac{p_{t1}}{p_2} \cdot \frac{p_2}{p_s} = \frac{p_{t1}}{p_s} = \left(\frac{(\gamma + 1)^2 M^2}{4\gamma M^2 - 2(\gamma - 1)} \right)^{\gamma/(\gamma - 1)} \left(\frac{2\gamma M^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right) \quad \text{[A-17]}$$

operando:

$$\frac{p_{t1}}{p_s} = \left[\frac{(\gamma + 1) M^2}{2} \right]^{\gamma/(\gamma - 1)} \left[\frac{\gamma + 1}{2\gamma M^2 - (\gamma - 1)} \right]^{1/(\gamma - 1)} \quad \text{[A-18]}$$

o restando 1 en cada miembro:

$$\frac{p_{t1} - p_s}{p_s} = \left[\frac{(\gamma + 1)}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[\frac{\gamma + 1}{2\gamma M^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad \text{[A-19]}$$

o teniendo en cuenta la ec. 1.15 y la definición de M:

$$\frac{p_{t1} - p_s}{p_s} = \left[\left(\frac{\gamma + 1}{2\gamma} \frac{\rho_s V^2}{p_s} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{\gamma + 1}{\frac{2 \rho_s V^2}{p_s} - (\gamma - 1)} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} - 1 \right] \qquad [A\text{-}20]$$

Las expresiones A-18, A-19 y A-20 son equivalentes y se conocen como la ec. del Pitot de Rayleigh.

Si se sustituye $\gamma = 1{,}4$, en la ec. A-19, o en la A-18, tenemos:

$$\frac{p_{t1}}{p_s} = 166{,}9215 \frac{M^7}{(7 M^2 - 1)^{2,5}} \qquad [A\text{-}21]$$

o bien

$$\frac{p_{t1} - p_s}{p_s} = \frac{166{,}9215\, M^2}{\left(7 - \frac{1}{M^2} \right)^{2,5}} - 1 \qquad [A\text{-}22]$$

Esta expresión es la que se utiliza para la calibración en régimen supersónico del indicador de Mach. En régimen subsónico ya vimos que se utilizaba la ec. 2.23. Insistimos en que la causa de que ambas expresiones 2.23 y A-19 sean diferentes es la existencia de la onda de choque que necesariamente debe existir en algún punto delante del tubo de Pitot, durante la deceleración de la corriente desde supersónica hasta el punto de remanso que se alcanza en el Pitot.

Para que los errores en la detección de p_{t1} sean los menores posibles es necesario que las condiciones reales se aproximen a las hipótesis efectuadas. Por esta razón es frecuente utilizar un Pitot situado muy adelantado respecto al morro del avión, de modo que las ondas de choque generadas por él no afecten a la detección de p_{t1}, ya que en el estudio sólo hemos considerado la onda de choque que forma el Pitot por sí mismo. Si no fuera así y el Pitot se viera sometido a las ondas de choque oblicuas que produce el avión la corrección sería extremadamente difícil.

Para la medida de la presión estática p_s es también conveniente evitar las ondas de choque oblicuas que forma el avión, empezando por la onda de proa, por esta razón las tomas de estática deben estar situadas por delante de esta onda de choque, y resulta que el uso del tubo de Pitot, con su posición adelantada respecto al morro del avión, para la detección de p_s, también es ventajosa, porque se ha comprobado experimentalmente que si se sitúan las tomas estáticas en la pared lateral del tubo de Pitot, aparte de que se evitan las ondas oblicuas del avión, si la distancia de dichas tomas al borde delantero del Pitot es superior al equivalente a 10 diámetros de éste, la presión detectada es igual a p_s, fig. A-1.

Las tomas estáticas situadas en un Pitot, como hemos indicado anteriormente, conviene que estén distribuidas en número adecuado alrededor de una circunferencia de la sección del Pitot para evitar errores debidos a los resbalamientos o ángulos de ataque.

Régimen supersónico. Medida de la velocidad

En el apartado anterior (Medida del Mach en régimen supersónico) y en el capítulo 15, especialmente en 15.12, se han estudiado los efectos que producen las ondas de choque que necesariamente tienen que formarse en vuelo supersónico. Por esta causa, la ec. A-3, que proporcionaba la velocidad calibrada V_c en función de la presión dinámica $p_t - p_s$, y de los valores de la presión y densidad, p_0 y ρ_0, a nivel del mar y atmósfera tipo, no es válida en régimen supersónico, al haber sido calculada para corriente puramente isentrópica, y ya que en el momento en que hay una sola onda de choque el fenómeno no es reversible, no es isentrópico, y por tanto no aplicable dicha ec., como es nuestro caso. La presión dinámica es diferente: $p_{t1} - p_s$.

En la hipótesis de que sólo existe una onda de choque normal, como se vio en el apartado anterior, se dedujo la ec. de Rayleigh, A-18, A-19, A-20. Fijándonos en su forma A-20, y de modo análogo a como se hizo para régimen subsónico, sustituyendo los valores de la presión estática y de la densidad real, p_s y ρ_s, por los correspondientes a nivel del mar y atmósfera tipo, la velocidad ya no sería la velocidad verdadera V, sería otra que igual que en el caso subsónico se denomina V_c, velocidad calibrada. De la ec. A-20 tenemos

$$\frac{p_{t1} - p_s}{p_0} = \left[\left(\frac{\gamma + 1}{2\gamma} \frac{\rho_0 V_c^2}{p_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{\gamma + 1}{\frac{2 \rho_0 V_c^2}{p_0} - (\gamma - 1)} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} - 1 \right] \qquad \text{[A-23]}$$

donde vemos que basta con una sola medida, la presión dinámica, $p_{t1} - p_s$, para conocer V_c, ya que el resto de los parámetros son constantes (γ, p_0, ρ_0). Por lo complicado que resulta despejar V_c sin que aporte ventajas apreciables, lo dejamos en forma implícita como figura en la ec. A-23.

La expresión anterior aparece más simple si sustituimos en la expresión numérica de la ec. de Rayleigh, A-21, el número de Mach por $M = V/C$, y en donde si se pone la velocidad del sonido al nivel del mar y atmósfera tipo, C_0, la velocidad será la calibrada, V_c, (es lo equivalente a la sustitución anterior de la presión estática y densidad real por las correspondientes a nivel del mar y atmósfera tipo):

$$\frac{p_{t1} - p_s}{p_0} = 166{,}9215 \frac{(V_c/C_0)^7}{[7 (V_c/C_0)^2 - 1]^{2,5}} - 1 \qquad \text{[A-24]}$$

La ec. A-24 es la utilizada para construir y calibrar el anemómetro en régimen supersónico. La ec. A-3 utilizada para régimen subsónico también puede escribirse de forma análoga a la A-24.

$$\frac{p_t - p_s}{p_0} = [0{,}2 (V_c/C_0)^2 + 1]^{3,5} - 1 \quad \text{(subsónico)} \qquad \text{[A-25]}$$

Igual que ocurría con el indicador de Mach, para vuelo supersónico es necesario que tanto la detección de p_{t1} como la de p_s se ajusten a las hipótesis hechas en la

deducción de las ec., para que la única medida necesaria, $p_{t1} - p_s$, sea la correcta. Por ello es preciso una instalación de Pitot como la de la fig. A-1, que evita las ondas de choque oblicuas que produce el avión, y que la única onda de choque normal delante del Pitot es la que se tuvo en cuenta en la deducción de p_{t1}. Respecto a p_s ya dijimos que con la configuración de dicha figura, la presión estática detectada se ha comprobado experimentalmente que coincide con el valor de p_s.

VARIACIÓN DE LA VELOCIDAD EN UN TUBO DE CORRIENTE O EN UNA TOBERA

Aplicando la ecuación de la continuidad, ec. 2.2, al tubo de corriente de la fig. B.1, se tiene:

$$\rho \cdot S \cdot V = cte. \qquad [B\text{-}1]$$

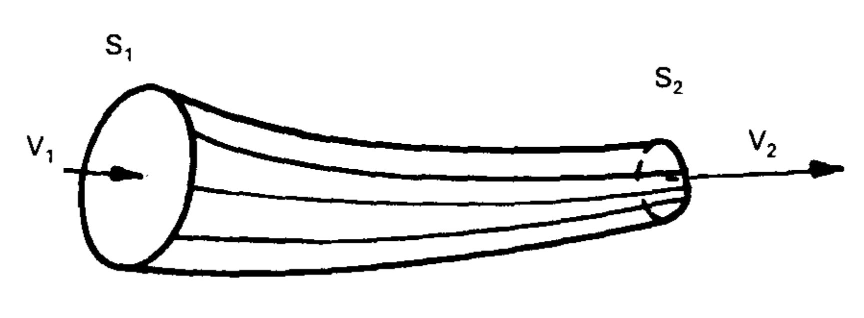


Fig. B-1.

Obsérvese que suponemos la densidad del aire variable en cada sección: estamos suponiendo fluido compresible. Diferenciando la ec. B-1:

$$d\rho \cdot S \cdot V + \rho \cdot dS \cdot V + \rho \cdot S \cdot dV = 0$$

de donde:

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dS}{S} + \frac{dV}{V} = 0 \qquad [B\text{-}2]$$

En régimen incompresible, Mach pequeño, se puede suponer la densidad constante y queda $dS/S = -\,dV/V$, que expresa lo siguiente: Si el área aumenta $(dS > 0)$ la velocidad disminuye (dV debe ser negativa) y viceversa.

En 2.4. obtuvimos la ec. fundamental de la mecánica, también denominada de Euler, que ahora escribimos así

$$dp = -\rho \cdot V \cdot dV \qquad \text{[B-3]}$$

ec. válida para régimen compresible, excepto cuando existe viscosidad, o discontinuidad (tal como la de una onda de choque) o aporte (extracción) de energía mecánica como en el caso de una hélice. En definitiva es válida cuando ni se aporte ni se extraiga energía mecánica en alguna de sus formas, e incluso independientemente de que el régimen sea o no adiabático. Esta ec. permitió obtener la 2.8 que es una forma de expresar el principio de la conservación de la energía.

En la ec. B-2 vamos a sustituir el valor de $d\rho/\rho$, que obtendremos de la expresión de la velocidad del sonido (Vid. 1.10)

$$C = \sqrt{\gamma \cdot \frac{p}{\rho}}$$

y de la de los procesos adiabáticos

$$\frac{p}{\rho^{\gamma}} = K$$

(la onda de presión se propaga adiabáticamente) despejando p y derivando:

$$\frac{dp}{d\rho} = K\gamma\rho^{\gamma-1} = \frac{p}{\rho^{\gamma}}\ \gamma\rho^{\gamma-1} = \gamma\frac{p}{\rho}$$

luego puede escribirse

$$C = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}$$

despejando de aquí dp y sustituyendo en [B-3] $C^2 \cdot d\rho = -\rho \cdot V \cdot dV$ de donde

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{V \cdot dV}{C^2} \quad \text{o mejor} \quad \frac{d\rho}{\rho} = -M^2 \cdot \frac{dV}{V} \qquad \text{[B-4]}$$

expresión que sustituida en B-2 y agrupando términos da:

$$\frac{dS}{S} = -(1 - M^2)\frac{dV}{V} \qquad \text{[B-5]}$$

Veamos las conclusiones que se obtienen de las ec. B-5, B-4 y B-3 para el movimiento del aire en un tubo de corriente, o en un conducto (p. ej. una tobera).

Para $M < 1$: (subsónico) Si la sección aumenta: disminuye la velocidad, y aumentan la densidad, la presión y la temperatura.
Si la sección disminuye: la velocidad aumenta y disminuyen la densidad, la presión y la temperatura.

Para $M > 1$: (supersónico) Si la sección aumenta: la velocidad aumenta, y disminuyen la densidad, la presión y la temperatura.

Si la sección disminuye: la velocidad disminuye y aumentan la densidad, la presión y la temperatura.

(La variación de la temperatura se obtiene a partir de la presión y densidad por la ec. de los gases perfectos.)

Para $M = 1$, la ec. B-5 muestra que ésto sólo es posible si $dS = 0$, lo que ocurrirá cuando el conducto sea de sección constante y habrá $M = 1$ a lo largo de él o bien cuando la sección tenga un mínimo (garganta), en este caso el tubo o la conducción tendrá una forma convergente-divergente. Fig. B-2. Si el régimen a la entrada es subsónico, la velocidad de la corriente irá aumentando y la presión disminuyendo, el máximo de la velocidad $(dV = 0)$ se alcanza en la garganta $(dS = 0)$, si la velocidad es subsónica en ese punto, al ir después aumentando el área en la parte divergente, disminuye la velocidad y aumenta la presión. Si la velocidad del aire en la entrada fuera aumentando, lo mismo ocurriría con la velocidad en la garganta, hasta llegar a un momento en el que en la garganta se alcanza la velocidad del sonido, $M = 1$, esta

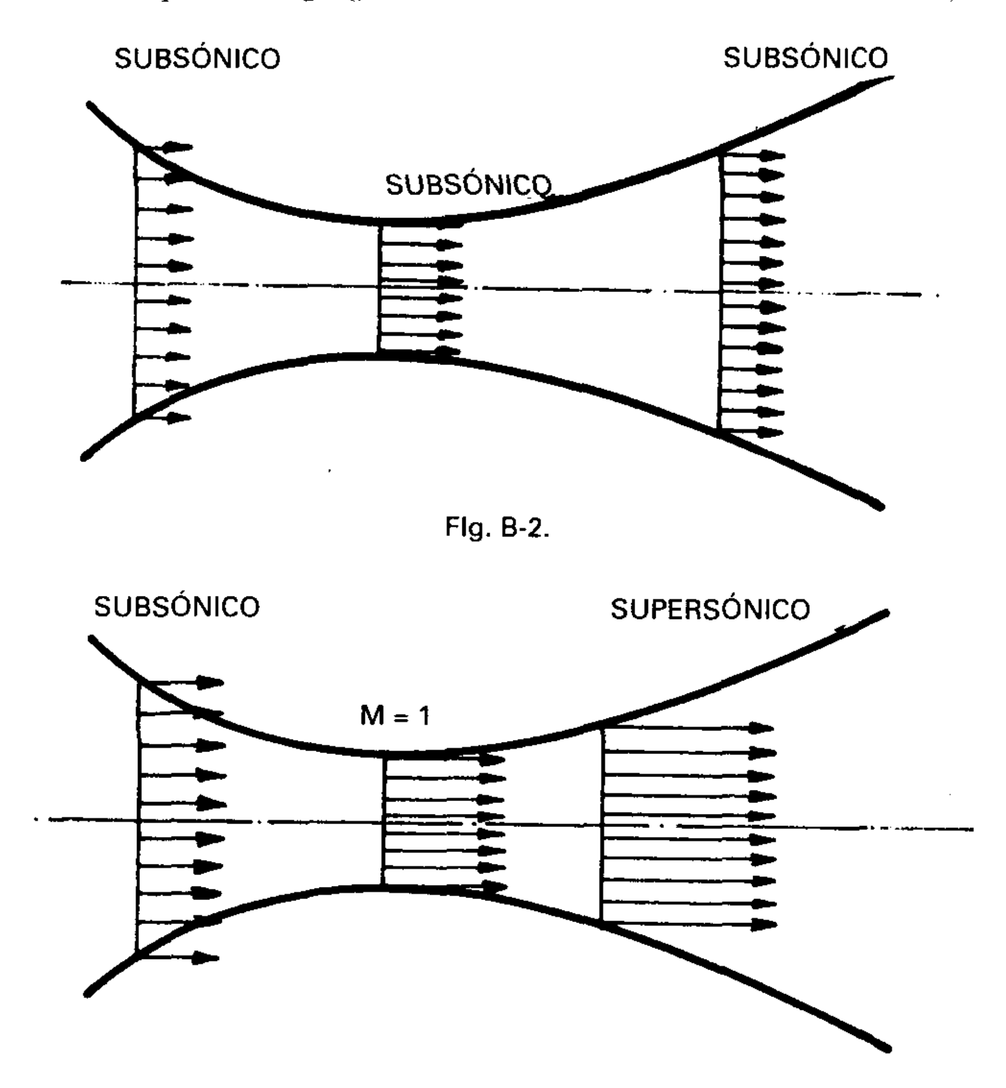


Fig. B-2.

Fig. B-3.

condición de la corriente se denomina *crítica,* fig. B-3, a partir de la garganta el régimen suele ser supersónico pero también puede ser subsónico en un caso particular, como veremos posteriormente todo depende del valor de la presión que exista en el recipiente donde descarga la tobera (o de la atmósfera si descarga en ella).

La presión que se alcanza en la garganta cuando $M = 1$ se denomina *presión crítica,* a partir de ese punto la corriente se acelera, es supersónica, y de velocidad tanto mayor cuanto menor sea la presión en la salida.

Al ser la corriente supersónica ninguna perturbación puede propagarse aguas arriba, luego cualesquiera que fueran las condiciones en la salida, siempre habrá $M = 1$ en la garganta, y en la zona convergente las condiciones de la corriente serán invariables. Como veremos posteriormente con más detalle, en la zona divergente la corriente supersónica pasa bruscamente a subsónica, a través de una onda de choque, fig. B-4, que como sabemos produce además un aumento brusco de la presión, densidad y temperatura. Esta onda de choque será tanto más fuerte cuanto menor sea la presión en el recipiente donde descarga el conducto o tobera.

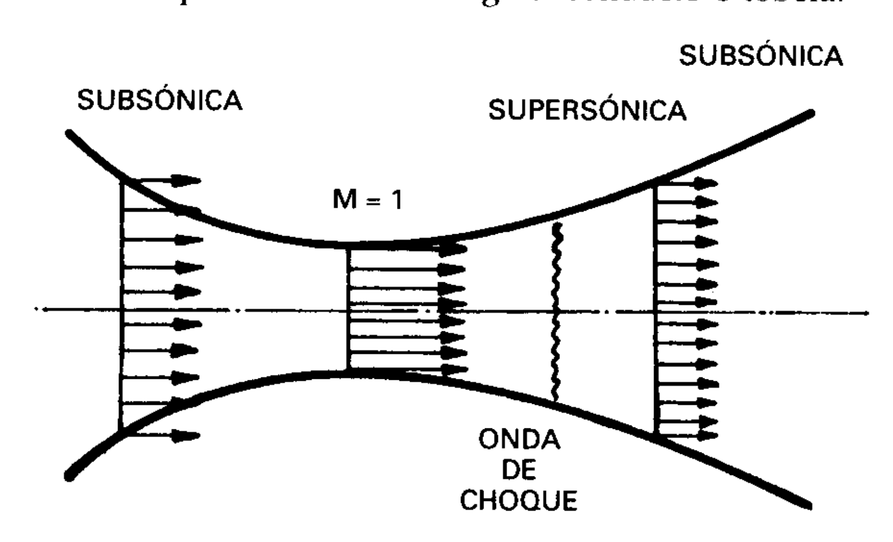


Fig. B-4.

Vamos a estudiar lo anterior con más detalle. Supongamos que la entrada de la tobera comunica con un recipiente lo suficientemente grande para que la presión, temperatura y densidad (p_t, T_t, ρ_t) sean constantes, y además la velocidad del aire en él sea nula, $V = 0$, por eso las variables tienen el subíndice t correspondiente a los valores que se alcanzan en un punto de remanso. Supongamos también que la descarga de la tobera se efectúa en un recipiente donde se puede crear una presión de valor variable. Fig. B-5. Vamos a estudiar 3 casos diferentes según valores de esta presión.

Escribimos a continuación las fórmulas 2.25 y 2.26 que relacionan los valores entre la presión y temperatura totales (de remanso) y los valores que existen en un punto con una determinada velocidad o número de Mach.

$$\frac{p_t}{p} = (1 + 0{,}2\,M^2)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \qquad \text{[B-6]}$$

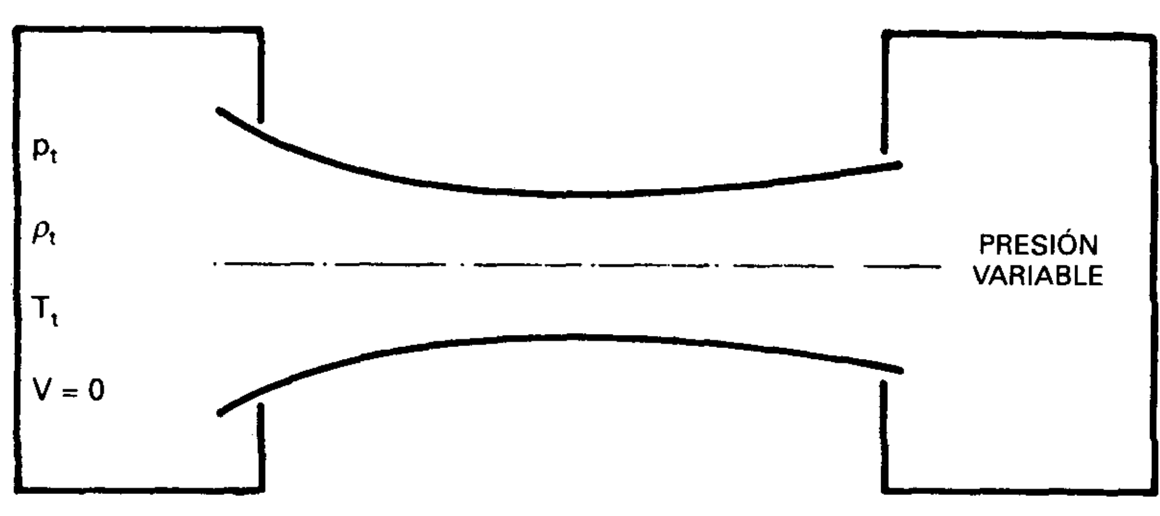


Fig. B-5.

y

$$T_t = T\,(1 + 0{,}2\,M^2) \qquad [B\text{-}7]$$

la primera nos permite hallar por medio de la ec. las transformaciones adiabáticas reversibles $p/\rho^\gamma = K$, la expresión

$$\frac{\rho_t}{\rho} = (1 + 0{,}2\,M^2)^{2,5} \qquad [B\text{-}8]$$

que liga los valores de las densidades.

Caso 1.– Es evidente que si la presión en la salida es igual a la del recipiente de entrada no hay movimiento. Supongamos que la presión en el recipiente de salida es algo menor, habrá movimiento, será subsónico, alcanzándose la velocidad máxima en la garganta, los valores de la presión, densidad y temperatura, varían de acuerdo con lo explicado anteriormente para $M < 1$. En la fig. B-6, representamos las variaciones de la presión y velocidad a lo largo del conducto, línea 1. Si se disminuye algo más la presión en el recipiente de salida, la representación será la de la línea 2, en ella se observa que en el conducto se llegan a alcanzar mayores velocidades y menores presiones. La *presión existente en la salida afecta a los valores de presión* y *velocidad a lo largo de todo el conducto*.

Conforme se baja la presión en la salida se llega a un valor de ésta, P_A, tal que justo en la garganta se alcanza $M = 1$, línea 3, el valor de la presión en la garganta se denomina, en este caso, presión crítica, p^*, y de la ec. B-6, haciendo $M = 1$, se obtiene $p_t/p^* = 1{,}2^{3,5} = 1{,}892$ y análogamente para la densidad y temperatura, $\rho_t/\rho^* = 1{,}577$ y $T_t/T^* = 1{,}2$. También se utilizan los inversos de estas relaciones:

$$\frac{p^*}{p_t} = 0{,}528, \qquad \frac{\rho^*}{\rho_t} = 0{,}634 \quad \text{y} \quad \frac{T^*}{T_t} = 0{,}833$$

En este caso de condiciones críticas, $M = 1$ en la garganta, se demuestra que el gasto (masa que fluye por unidad de tiempo) es máximo, consideración importante

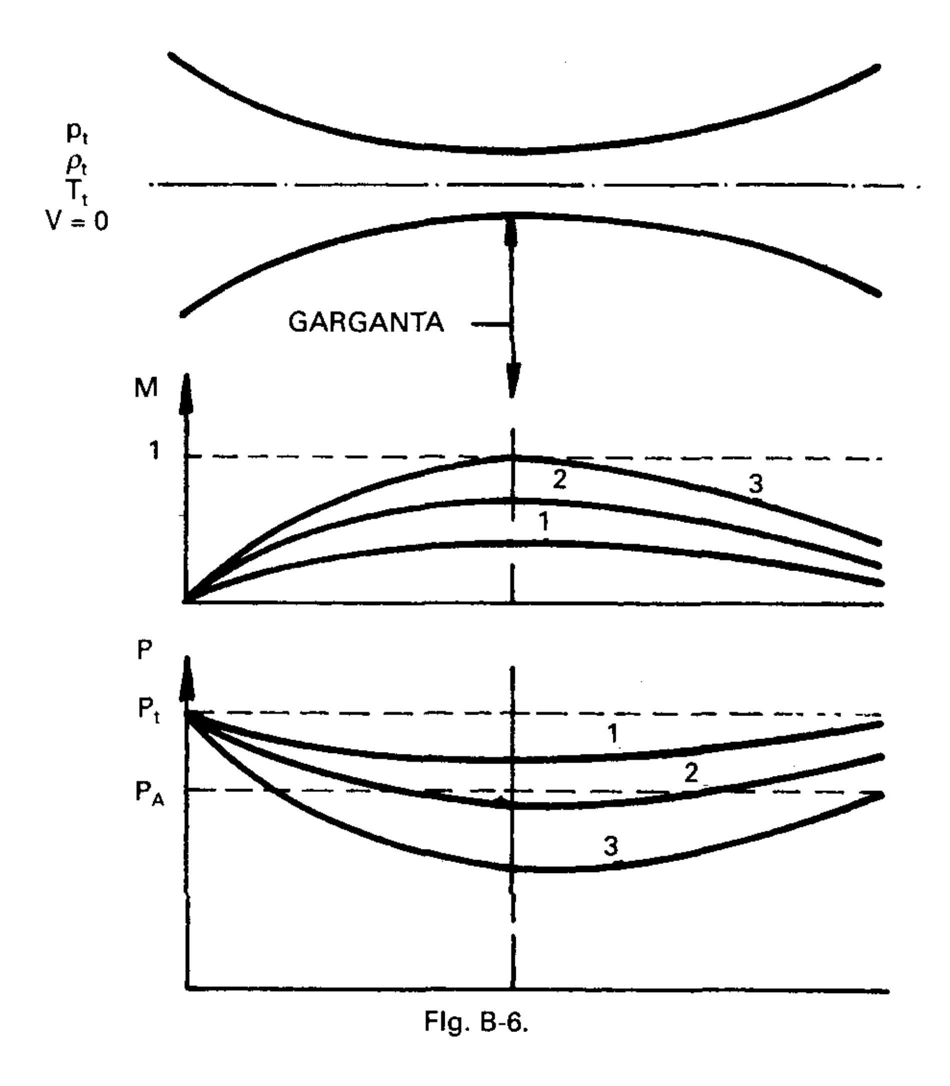


Fig. B-6.

en el estudio de muchos problemas. Supuesto lo anterior, el gasto máximo vale por la ec. B-1:

$$G_{máx} = \rho^* S^* V^* = 0{,}634 \cdot \rho_t \cdot S^* \cdot 340{,}294 \cdot \sqrt{\theta^*}$$

en donde hemos sustituido el valor de V^*, por el de la velocidad del sonido (ec. 1.16). Aplicando la ec. de los gases perfectos (1.3) a las condiciones de remanso, despejando la densidad y sustituyendo R' por su valor en el sistema SI tenemos:

$$\rho_t = \frac{p_t}{287 \cdot T_t} \quad \text{y también por B-9: } \theta^* = \frac{T^*}{T_0} = \frac{0{,}833 \cdot T_t}{T_0}$$

sustituyendo y operando en la ec. del gasto queda

$$G_{máx} = 0{,}041 \cdot \frac{p_t \cdot S^*}{\sqrt{T_t}} \ \text{kg/seg} \qquad (S^* \text{ en } m^2)$$

Caso 2.– Supongamos ahora que la presión del depósito de descarga es muy pequeña, casi el vacío, por ser inferior a la P_A del caso anterior, la corriente en el conducto será más rápida. Sabemos que $M = 1$ sólo se alcanza en la garganta. Las condiciones en la parte convergente del conducto serán iguales que las representa-

das en la línea 3 de la fig. B-6. A partir de la garganta la corriente es supersónica y la variación de la velocidad, presión, densidad y temperatura, corresponderá a lo explicado anteriormente para $M > 1$ y área aumentando: la velocidad crece y disminuyen la presión, densidad y temperatura, ***dependiendo los valores que alcanzan única y exclusivamente de la forma (del área) de la sección***. En el caso 1.º, corriente totalmente subsónica dichos valores dependían sólo de la presión del depósito de descarga, es decir, se podía alcanzar cualquier condición, p. ej. una velocidad determinada sin más que cambiar a un valor adecuado la presión en la salida. En este caso 2, en la parte de corriente supersónica (zona divergente) la velocidad, presión, densidad y temperatura dependen sólo del área de la sección, siendo imposible que se vean afectados los valores de estas variables por delante de la garganta (zona convergente).

Recordemos que la presión del depósito de descarga es muy pequeña, y que las condiciones en la tobera divergente dependen sólo del área de la sección, luego para una tobera determinada, en la sección de salida la corriente tendrá un valor determinado, sea P_B. Fig. B-7. Siempre que la presión del depósito de descarga sea igual o inferior a P_B, *la representación de la presión y velocidad a lo largo de la tobera* será de la forma de la fig. B-7, en donde la parte correspondiente a la zona convergente son iguales a la línea 3 de la fig. B-6. Al llegar el aire a la salida con la presión P_B, superior a la del depósito de descarga, se expandirá en él.

Caso 3.– Comprende aquellos en los que la presión del depósito de descarga está comprendida entre P_A y P_B. Por ser inferior a P_A sabemos que en la garganta $M = 1$, y en la zona divergente la corriente es supersónica, y que entonces la presión en cada punto depende del área de la sección y concretamente en nuestra tobera en la sección de salida será P_B, pero por la hipótesis efectuada para este caso, en ese

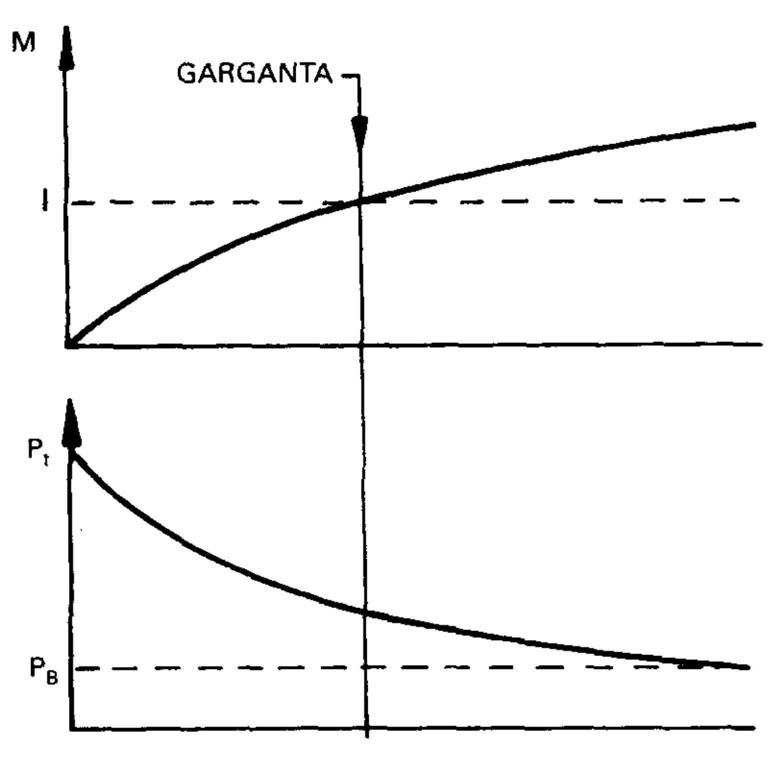


Fig. B-7.

punto la presión del depósito es superior a P_B . En la misma sección nos encontraríamos con que existiría una discontinuidad en la presión. La experiencia muestra que lo que ocurre es que se forma una onda de choque normal (una discontinuidad con un aumento grande de la presión, densidad y temperatura y disminución brusca de la velocidad) en una sección de la tobera que provoca el cambio de la corriente supersónica a subsónica de modo que en la salida la presión de la corriente y la del depósito sean iguales. Lo anteriormente expresado se representa en la fig. B-8.

En ella se puede apreciar que la onda de choque es tanto más fuerte cuanto más próxima está de la salida, ya que mayor es la velocidad de la corriente supersónica y más fuerte deberá ser la onda de choque para pasarla a subsónica. Después de la onda de choque las condiciones en el resto de la tobera divergente hasta la salida son las de corriente subsónica ($M < 1$ y área de la sección en aumento). La onda de choque se va retrasando cada vez más desde la garganta hacia la salida (y por tanto siendo más fuerte) conforme la presión del depósito de salida varía disminuyendo desde P_A (no habría onda de choque) hasta P_B (por debajo de P_B se originaría una expansión de la corriente en el depósito).

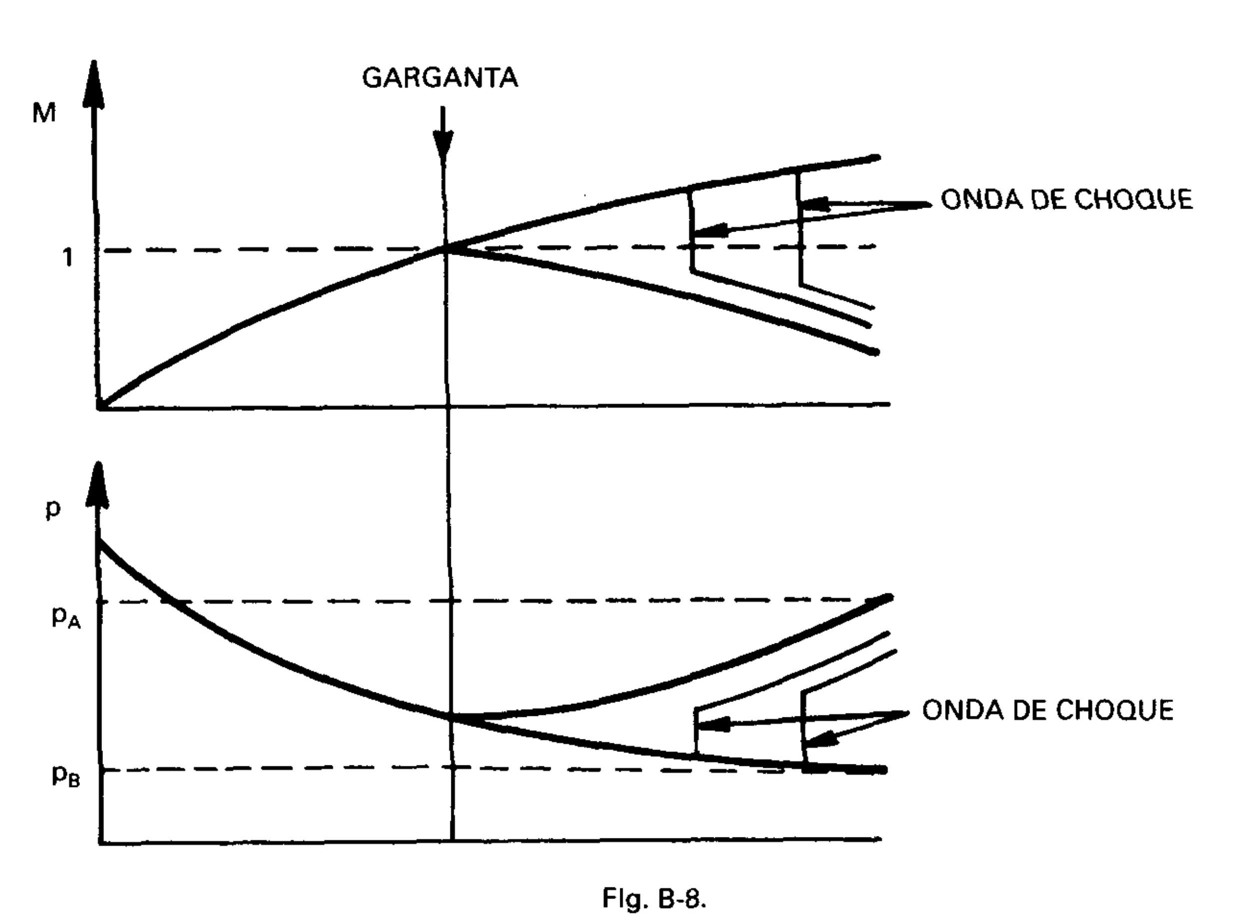


Fig. B-8.

Bibliografía

DOMMASH, SHERBY y CONNOLLY. *Airplane aerodynamics*. 1961.
J. E. D. WLLIAMS. *The operation of airliners*. 1964.
C. D. PERKINS. *Airplane performance, stability and control*. 1967.
L. GEORGE y J-F. VERNET. *La mecanique du vol*. 1969.
A. C. KERMODE. *Mecánica de vuelo*. 1985.
THEODORE VON KARMAN. *Aerodinámica*. 1954.
A. BOISSON. *L 'Aerodynamique du vol de l'avion*. 1969.
ROBERT L. CARROL. *The aerodynamics of powered flight*. 1960.
HOUGHTON y BLOCK. *Aerodynamics for engineering students*. 1977.
P. LECOMTE. *Mecanique du vol*. 1962.
J. CHAFFOIS. *Aerodynamique de l'avion*. 1962.
WOLFGANG LANGEWIESCHE. *Stick and rudder*. 1944.
STINTON. *The anatomy of the aeroplane*. 1966.
H. H. HURT, JR. *Aerodynamics for naval aviators*. 1965.
DOMMASH. *Principles of aerodynamics*. 1957.
ARTHUR BONNEY. *Engineering supersonic aerodynamics*. 1950.
RICHARD VON MISES. *Theory of flight*. 1959.
L. M. MILNE-THOMSON. *Theoretical aerodynamics*. 1952.
EDWARD R. C. MILES. *Supersonic aerodynamics*. 1950.
B. ETKIN. *Dynamics of flight*. 1965.
B. DICKINSON. *Aircraft stability and control for pilots and engineers*. 1968.
H. FLECNIAKOSKA. *Aerodynamique et mechanique du vol*. 1970.
Mc CORMICK. *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*. 1979.
STINTON. Flying qualities and flight testing of the airplane. 1996.
R. S. SHEVEL. *Fundamentals of flight*. 1989.
L. J. CLANCY. *Aerodynamics*. 1986.
J. D. ANDERSON. *Introduction to flight*. 1989.
J. J. BERTIN. *Aerodynamics for engineers*. 1998.
E. TORENBEEK. *Synthesis of subsonic Airplane design*. 1984.
J. A. ZALOVCHICK. NACA TN 2676. *Summary of stall warning devices*. 1952.
OACI. *Manual de la atmósfera tipo de la OACI*. Doc. 7488/2. 1964.
R. H. BARNARD y D. R. PHILPOTT. *Aircraft flight*. 1995.
AIRBUS INDUSTRIE. *De-/Anti-Icing Awareness*. 1992.
FAA. *Windshear Training Aid*. 1990.

Tesauro de acrónimos

ADC	Air Data Computer. Computador de Datos de Aire.
AND	Airplane Nose Down.
ANU	Airplane Nose Up.
AOA	Angle of Attack.
BLC	Boundary Layer Control.
CAS	Calibrated Air Speed. Velocidad Calibrada.
CAT	Clear Air Turbulence.
CCV	Control Configured Vehicle.
CL	Condition Lever.
EAS	Equivalent Air Speed. Velocidad Equivalente.
EPR	Engine Pressure Ratio.
EROPS	Extended Range Operations.
ETOPS	Extended Twin Engine Operations.
FAA	Federal Aviation Agency.
FAR	Federal Aviation Regulations.
FBW	Flight By Wire.
FBL	Flight By Light.
FL	Flight Level.
FOD	Foreing Object Damage.
GA(W)	General Aviation. Whitcomb.
GS	Ground Speed.
IAS	Indicated Air Speed. Velocidad indicada.
ISA	International Standard Atmosphere.
ITT	Inter Turbine Temperature.
JAA	Joint Aviation Authorities.
JAR	Joint Aviation Requirements.
LEX	Leading Edge Extension.
LFC	Laminar Flow Control.
LRC	Long Range Cruise.
LS	Low Speed.
MAC	Mean Aerodynamic Chord.
MCL	Maximum Climbing.
MCR	Maximum Cruise Rate.
MCT	Maximum Continous Thrust.

MLW Maximum Landing Weight.
MRC Maximum Range Cruise.
MTOW Maximum Take Off Weight.
MZFW Maximum Zero Fuel Weight.
NACA National Advisory Comittee for Aeronautics.
NASA National Aeronautics and Space Administration.
NGM Nautical Ground Miles.
OACI Organización de Aviación Civil Internacional.
OAT Outside Air Temperature.
PL Power Lever.
QFE ¿Cuál es la presión barométrica actual oficial en ese aeropuerto?
QNE ¿Qué altura indicará mi altímetro al tomar tierra en ese aeropuerto? (se sobreentiende que lo tengo reglado a 1.013 mb).
QNH ¿A qué presión debo reglar mi altímetro aquí para que me indique altura sobre el nivel del mar?
RAT Ram Air Temperature.
SAT Static Air Temperature.
SFC Specific Fuel Compsumption.
SL Sea Level
SSEC Static Source Error Correction.
STD Standard.
TAS True Air Speed.
TAT Total Air Temperature.
TIT Turbine Inlet Temperature.
TLA Thrust Lever Angle.
TQ Torque.
TSFC Thrust Specific Fuel Compsumption.

Índice alfabético

Acoplamiento cruzado, 514
Acoplamiento de inercia, 514
Aeroelasticidad, 520
Adiabática, transformación, 24, 550, 551
Ala creciente, 578
Ala ojival, 176, 578
Aerofrenos, 172, 507
Alargamiento, 118, 121, 134, 372, 572
Alcance específico, 184, 217, 224, 249
Alerones, 172, 497, 506 y sig.
  diferenciales, 507
  Frise, 508
Altitud
  densidad, 37
  geométrica, 43
  geopotencial, 43
  presión, 35
  temperatura, 39
Amortiguador de guiñada, 265, 513
AND, 442, 450
Anemómetro, 56, 583 y sig.
Ángulo de
  asiento, 194, 471, 473, 474
  ataque, 80
  ataque inducido, 127
  descenso, 197, 238
  incidencia, 121
  Mach, 531
  subida, 195, 230
Anhedral, 505
Antibalance tab, 438
Antihielo, 158
Antiskid, 340
Anti-tab, *Vid* leading tab
ANU, 442, 450
Asimetría
  de flaps, 170
  de slats, 170
Aspiradores de capa límite, 96, 101, 164
Atmósfera tipo, 27 y sig.
Aumento de la estabilidad, 480, 513
Autorrotación, 516
Autorrotación lateral, 514
Avión sin cola, 113, 463
Avisador de pérdida, 153, 155

Balance tab, 438, 440
Backlash, *Vid.* Juego,
Balanceo del holandés, 264, 480, 481, 511
Ballast, *Vid.* Lastre,
Barber pole, 268
Barrena, 515 y sig.
  aviso, 518
  características, 518
  plana, 517
  recuperación, 518
Barrera del sonido, 569
Bataneo, 98, 267
Bernoulli, teorema, 49 y sig.
Bidimensional, corriente, 47, 129, 144
Bloqueo del timón, 496
Bob weight. *Vid.* Contrapeso,
Borde de
  ataque, 79
  salida, 79
  salida biselado, 437
Breguet, fórmula de, 226
Buffet. *Vid.* Bataneo,
Buzz, 558
Canard, avión tipo, 465, 575
Capa límite, 69, 100, 258, 259, 557
Carga alar, 140, 270, 456, 578
Carga por envergadura, 134
Carrera de despegue, 299, 301
Centro aerodinámico, 107, 127, 566
Centro de gravedad, limitaciones, 420, 425, 429, 444
Centro de presión, 86, 105, 107 y sig.

Cierre interno, 436
Circulación del torbellino, 74
Cizalladura, 368, 469 y sig.
Coanda, efecto, 95
Coeficiente adiabático, 24, 25
Coeficiente de
  momento de cabeceo, 106, 108, 403
  resistencia, 90, 99, 103, 133, 564
  rozamiento, 328, 331, 338, 340
  sustentación, 89, 91, 564
  viscosidad, 68, 69
  volúmen, 410
Coffin corner, 269
Cola en T, 263, 488, 489, 519
Cola en V, 398
Compensación, 393, 435
Compresibilidad de los fluidos, 19, 251
Computador Datos de Aire, 66
Constante universal de los gases perfectos, 22 y sig.
Consumo específico de combustible, 184, 214, 249
Contrapeso, 448, 460
Control Configured Vehicle (CCV), 477
Control de
  la altitud, 204
  la capa límite, 101, 163
  la velocidad, 204
Controlabilidad, 400
Cooper Harper, escala, 401
Cornadura, 435
Cortadura de sierra, 144, 259, 260
Corto período, Modo de, 462
Creep, 356
Crucero con
  potencia constante, 192
  velocidad constante, 192
Cualidades de manejabilidad, 400
Cualidades de vuelo, 400
Cuerda
  del perfil, 79
  media, 117
  media aerodinámica, 118
Cuff, 260
Curvatura media, línea, 70
Curvatura negativa, 464

Chine, 262

D'Alembert, 82
Dead beat, 388, 513
Deflexión de la corriente, 126, 415, 576
Delfineo, 463
Delta, ala en, 573
Depósitos en punta de ala, 134
Derated, 247
Deriva dorsal, 491, 496
Derivadas de estabilidad, 420
Descenso, 197, 237
Deshielo, 158
Despegue flexible, 324
Desprendimiento de la capa límite, 92, 164, 255, 258
Diagrama
  básico de ráfagas, 368
  de maniobra, 361, 376
Diedro, 120
Diedro longitudinal, 415
Diente de perro, 144, 259, 260
Difusores, 554
Distancia de aceleración-parada, 281 y sig.
Distancia de aterrizaje, 316
Distancia de despegue, 293
Distancias declaradas, 303
Distribución de presiones sobre
  un cilindro, 80
  un perfil, 84 y sig.
  un perfil, régimen supersónico, 563
Divergencia
  del ala, 520 y sig.
  espiral, 510
Doble curvatura, 113, 465
Dog tooth. *Vid.* Diente de perro,
Donwn spring. *Vid.* Muelle precargado
Drift-Down, 317

Ecuación
  de la continuidad, 48, 533, 593
  de las ondas de choque normales, 549
  de los gases perfectos, 21 y sig.
  de Saint Venant, 53 y sig.
  de Rayleigh, 590
Efectividad del timón, 427
Efecto
  del diedro, 501 y sig.
  de escala, 146
  del suelo, 342, 346
Eficiencia de la cola, 410
Eje de
  flexión, 520
  torsión, 520
Ejes del avión, 385
Elasticidad, 349
Elevon, 398

Empujador de palanca, 155
Empuje neto, 211
Engelamiento, 156
Enmascaramiento de los mandos, 449
Empujador de palanca, 468
Envejecimiento, 160
Envergadura, 117
Equilibrio de masas, 525, 526
EPR, 212
EROPS, 321
Error
  altimétrico, 42
  de compresibilidad, 60, 61
  de instrumento, 61
  de posición, 61
Escarcha, 156
Esfuerzo cortante, 353
Espesor
  de la capa límite, 74
  del perfil, 80
Estabilidad
  dinámica, 388, 416, 510
  direccional, 484, 493, 510
  en función de la velocidad, 241
  en maniobra, 393, 451
  estática, 386
  estática longitudinal, 403
  lateral, 500, 501
  negativa, 387, 389, 405
  neutra, 387, 389, 405
  positiva, 387, 389, 404
Estacionario, 46
Estampido sónico, 579
Estela turbillonaria, 129 y sig.
Estrechamiento
  del ala, 118, 135
  efecto en la velocidad de pérdida, 142
ETOPS, 321
Extensiones del b. a., 175

Factor de alcance, 222
Factor de carga, 356
  con ráfaga, 371
  en la recogida, 358
  en viraje, 357
Factor de eficiencia, 133
Fatiga, 355
Fence, 144, 176, 259
Fineza, 137, 199, 229, 239, 318
Flameo, 520, 524 y sig.
Flat-rate engine, 213
Flap de borde de ataque, 166
  de borde de salida, 166
  uso de, 170, 234, 315
Flapper switch, 155
Flapperon, 398
Flat-Rating, 213
Flecha, 118, 264, 522, 524, 525
Flotabilidad, 345
Fluencia, 352
Fluido Tipo I, II, 159
Flutter. *Vid.* Flameo,
Fly-by-Light (FBL), 477
Fly-by-Wire (FBW), 477
FOD, 157
Formación en V, 136
Frise, alerones, 437
Fuel dumping. *Vid.* Lanzamiento de combustible,
Fuerzas en la palanca, 444
Fugoide, modo, 461
Full-Throttle Engine, 213
Fuselage strakes, 263

Gasto máximo, 600
Generador de torbellinos, 96, 100, 259, 260
Guiñada adversa, 172, 492, 497

Hermeticidad, 161
Hidroplaneo, 347
Hielo, 156, 158
Histéresis. *Vid.* Juego,
Holdover time, 159
Hooke, ley de, 351
Horn balance. *Vid.* Cornadura,
Humedad, efecto de la, 212, 334

Indicador de AOA, 151, 154
Insentrópica, transformación, 24, 552

Juego, 478

Küchemann carrots, 263

Lagging tab, 440
Laminar, capa límite, 69, 97, 100
Lanzamiento de combustible, 431
Largo alcance, 187, 223, 225
Lastre, 431
Leading edge
  vane, 155
  tab, 155
Leading tab, 438, 440
LEX, 175

LFC (Laminar Flow Control), 101
Lift dumpers, 507
Límite
elástico, 352
más adelantado del c. de g., 429, 444
Línea de
corriente, 46, 53
curvatura media, 79
Mach, 530, 589
25% de la cuerda, 118
Limitaciones en ruta,
Lluvia, efectos de la, 159

Mach
de divergencia, 255
crítico, 251
indicador, 64
número, 20, 45
trim compensator, 267, 480
Magnus, efecto, 82
Mandos
fijos, 393, 403, 461, 492
irreversibles, 432, 475, 569
libres, 393, 444, 493
primarios, 394
reversibles, 431, 432, 475
secundarios, 396
Manejabilidad, 400
Maniobra, estabilidad en, 393, 451
Maniobrabilidad, 400
Mass balancing. *Vid.* Equilibrado de masas,
Máxima
autonomía, 185, 228, 250
alcance, 184, 218, 249
Medida
del Mach, 64
de la velocidad, 56, 583, 591
Mezclador de spoilers, 507
Microburst, 159, 470 y sig.
M_{MO}, 239, 366
Momento de cabeceo, 104, 392
Momento de charmela, 568
Muelle precargado, 448, 460, 508
MZFW, 381
Nacelle
chine, 262
strake, 262
Nose overbalance, 435
Notche, 259, 260

Ogee. *Vid.* Ojival,
Ojival, 176, 578
Onda de choque, 253, 531
de condensación, 558
de expansión, 540
desprendida, 536
normales, 549
oblicua, 531
vuelo subsónico, 253
Oscilación de incidencia, 462
Overhang balance, 435

Paddle balance, 435
Parámetros corregidos del motor, 215
Par motor, 491
Part-Throttle Engine, 213
Path. *Vid.* Trayectoria,
Pendiente de la pista, 277, 317, 341
Pérdida
a 1g, 147, 153
con potencia, 150
por alta velocidad, 221
por baja velocidad, 89, 139, 268, 282
recuperación de la, 148, 149
secundaria, 150
sin potencia, 150
tipos de, 98
Perfiles, 79
laminares, 115
NACA, 113
supercríticos, 115, 274
Peso aerodinámico, 211, 268
Peso máximo de combustible cero, 381
Pista compensada, 281
Pitot, tubo de, 56, 590
Placas en las puntas de las alas, 134
Planeo, 198
Polar
con flap, 167 y sig.
curva, 136, 210
parabólica, 137
Potencia
asimétrica, 499
disponible, 189
inducida, 182
necesaria, 182
parásita, 182
Prandtl-Glauert, teoría de, 69, 97, 254
Presión, 20
crítica, 599
dinámica, 53, 58, 592
estática, 52, 346, 583, 590
total, 52, 583, 591
unidades, 23, 24, 29

Producto de inercia, 391, 514
Punto
  de remanso, 47, 52, 54, 81, 94, 154, 155, 588
  neutro, 420, 425, 430, 444
Pylon, 259

QFE, 36, 37
QNH,36, 37

Radio de curvatura del b. a., 79
Radio de giro de viraje, 201
Ráfagas, 159, 369
Ranura de b. a., 96, 144, 165
Regímenes del motor, 212
Regla del área, 273
Resistencia
  de compresibilidad, 103, 255
  de estela (vid. resis. de pres.),
  de forma (vid. resis. de pres.),
  de fricción, 70, 100, 565
  de onda, 254, 564
  de presión, 95, 97 y sig.
  del avión, 90, 99 y sig.
  del perfil, 102
  inducida, 99, 127, 128, 133, 179
  interferencia, 102
  parásita, 99, 179
Reversa
  de los alerones, 522 y sig.
  de los motores, 284, 291, 338
Reynolds, influencia en los coeficientes, 146, 569
  número de, 72
Rigidez, 520, 523
Roll subsidence, 513
Ruddervator, 398

Saint Venant, ecuación, 53
Saw cut. *Vid.* Cortadura de sierra,
Saw tooth, 259, 260
Sealed internal balance, 435
Segmentos de despegue, 306
Segundo régimen, 205, 242
Senda de despegue, 306
  neta, 311, 318, 319
Sensación artificial, 478, 569
Separación
  de la corriente, 97
  de movimientos, 391
Separadores verticales, 259, 260
Servo tab, 438
Set back hinge, 435
Slab, 399, 569
Sopladores de capa límite, 96, 164
Spoilers, 171, 338, 339, 497, 507
Spoiler mixer. *Vid.* Mezclador de spoilers,
Spring tab, 438
Stabilator, 399
Stabilizer, 439,442
Stall strip, 155
Stall warning. *Vid.* Avisador de pérdida,
Stick
  pusher. *Vid.* Empujador de palanca,
  shaker. *Vid.* Vibrador de palanca,
Strake, 76, 175, 262, 263, 488, 489
Streamline. *Vid.* Línea de corriente,
Strip, 154
Subida, 194, 229, 250, 309, 323
Supercrítica, ala, 116, 274
Superficie alar, 89, 117
Superpérdida, 467
Sustentación, 80,89
Sutherland, fórmula, 68

Tab, 393, 437, 438
Tailerones, 399
Techo del avión, 270 y sig.
Temperatura estática, SAT, 66
  entrada turbina, TIT, 213
  exterior, OAT, 66
  RAM, 66
  supuesta, 325
  total, TAT, 65
Tiempo de protección, 159
Timón sobrecompensado, 436
Tobera de entrada, 554
Torbellinos, 74
  de Kármán, 76
  de punta de ala, 122, 575
  inicial, 124
  libres, 123
  ligados, 123
Torsión
  del ala, 120, 134, 135, 144, 464, 520 y sig.
  efecto en la velocidad de pérdida, 144
  elasticidad por, 353
Trailing edge
  balance, 435
  bevel, 437
Trayectorias, 46
Trim compensator, 267
Tubo de corriente, 47

Tuck under, 265
  up, 266
Turbulenta, capa límite, 69, 100

Velocidad
  angular en viraje, 202
  calibrada, 59, 62, 584, 591
  crítica de divergencia, 521
  crítica de flameo, 525
  de aviso de pérdida, 153
  de cálculo, 364 y sig.
  de decisión, 280
  de fallo de motor, 280, 291
  de inversión de los alerones, 525
  de máxima energía de frenado, 284
  de mínima resistencia, 180, 242
  de operación, 368
  de pérdida, 139
  de pérdida a 1g, 147, 153
  de pérdida en viraje, 358
  de rotación, 288
  de seguridad al despegue, 289
  de vuelo en turbulencia, 377
  del sonido, 26, 527
  en el aterrizaje, 316
  en el despegue, 331
  equivalente, 57, 62
  indicada, 61
  Lift off, 289
  máxima, 191
  máxima operativa, V_{MO}, 239, 366
  mínima de control en el aire, 285, 499
  mínima de control en el suelo, 278, 499
  mínima del hidroplaneo, 347, 348
  minimun unstick, 287
  normal operativa, 368
  nunca excedida, 368
  sobre el suelo, 64
  verdadera, 57, 62
  vertical de descenso, 198, 238, 346
  vertical de subida, 195, 230, 333
Venturi, efecto, 53
Vibrador de palanca, 153, 166, 469, 474
Viento,
  influencia del, 188, 224, 312, 313
  cruzado, 286, 492
Viraje, 199, 240, 357
Viscosidad, 67, 93
Vortilón, 176, 259, 260

Wake turbulence, *Vid.* estela turbillonaria
Wave drag. *Vid.* Resistencia de onda,
Whitcomb bump, 263
Windshear. *Vid.* Cizalladura,
Wing load. *Vid.* Carga alar,
Wing span loading, 135
Winglets, 134, 172

Zona de parada, 296, 297, 303
Zona libre de obstáculos, 296, 300, 303

Otras obras sobre Aeronáutica

publicadas por



Medicina aeronáutica. Actuaciones limitc. humanas . *AEROMADRID*

Meteorología aeronáutica. Test. *Ledesma*

Meteorología para aviones. *Eichemberger*

Meteorología aplicada a la aviación. *Ledesma*

Motor de reacción y sus sistemas auxiliares. *Sainz*

Motores de reacción. *Cuesta*

Navegación aérea. *AEROMADRID*

Paracaidismo. *Poynter*

Performance para reactores. *Briales Grund*

Planificación y diseño de aeropuertos. *Hronjeff*

Práctica del vuelo instrumental.*Ceconi*

Principios de vuelo. Performances. Plan de vuelo. Test. *Ledesma*

Procedimientos operacionales aviación civil. Test. *Pérez Pérez*

Propulsores a reacción.*Thomson*

Reglamentación, procedimientos y derecho aéreo. Test. *Adsuar*

Reglamentación de circulación aérea. *Pérez Pérez*

Propulsores a reacción. *Thomson*

Reglamentación, procedimientos y derecho aéreo. *Test. Adsuar*

Reglamento de la circulación aérea. *Pérez Pérez*

Reglamento de la circulación aérea (AENA). *Ministerio de Defensa*

Seguridad de vuelo. *Aage Roed*

Sistemas de las aeronaves. *Conozca a fondo su avión. Lombardo*

Sistemas de nevación aérea. *Aragoneses*

Sistemas eléctricos en aviación, Los. *Pallet*

Teoría de vuelo y aerodinámica. *Dole*

Turbulencia atmosférica. *Ledesma*

Ultralijeros. Pilotaje. *Lambie*

Ultralijeros. Propulsión. *Brinks*

Volando con VOR, ADF, DME. *Cass*

Vuelo con motor alternativo. *Cuesta*

Vuelo con ultraligeros. *Markowski*

Vuelo seguro. Iniciación al vuelo acrobático. Maniobras de seguridad y emergencia. *Alonso Pardo*

Vuelo sin motor. Enseñanza práctica. *Reichmann*

Vuelo sin motor. Técnicas avanzadas. *Reichman*

IBERIA
Colección TEMAS AERONÁUTICOS

Abreviaturas aeronáuticas. *Iberia*

Carga y centrado de aviones. *Iberia*

Climatología aeronáutica. *Iberia*

Compendio de la operación de vuelo. *Iberia*

Enfermedad descomprensiva en las actividades aeroespaciales. *Rosado*

Legislación aeronáutica básica. *Iberia*

Léxico francés español. *Iberia*

Manual básico de operaciones de vuelo. *Iberia*

Manual de salvamento. *Iberia*

Mínimos de utilización de aeródromos. *Iberia*

Navegación polar. *Iberia*

Operación invernal. *Iberia*

Transporte aéreo y la Unión Europea. *Morales-Iberia*

Pilot's

Cartografía aeronáutica Jeppsen. *Rosario*

Maniobras vuelo. *Rosario*

Medicina aeronáutica para pilotos. *Rosario*

Sistemas aeronaves. Reactores de transporte. *Rosario*

Turborreactores. *Esteban Oñate*

Vuelo instrumental. Navegación aérea. *Rosario*

SERVICIO DE INFORMACIÓN PERIÓDICA

Envíe cumplimentado por correo este cuestionario y recibirá un catálogo completo de nuestros libros:

NOMBRE: ______________________________

CALLE: ______________________________

CIUDAD: ______________________________

CÓDIGO POSTAL: ______________ PROVINCIA: ______________

TELÉFONO: ______________ FAX: ______________

ÁREAS DE SU INTERÉS

Aeronáutica y Astronomía . . . . ☐

Alimentación . . . . ☐

Arquitectura, construcción, obras públicas, ingeniería . . . . ☐

Audio-Estereofonía HiFi . . . . ☐

Automovilismo-Motociclismo-Motores . . . . ☐

Ciencias de la Información . . . . ☐

Circuitos - Componentes - Semiconductores - Válvulas . . . . ☐

Colección Filología Paraninfo . . . . ☐

Colección "Lógica y teoría de la Ciencia" . . . . ☐

Dibujo . . . . ☐

Diccionarios . . . . ☐

Educación .... ❑

Electricidad .... ❑

Electrónica .... ❑

Filología .... ❑

Física y Química .... ❑

Geología - Cristalografía - Petrología - Topografía .... ❑

Grafología .... ❑

Hostelería - Turismo y Restauración .... ❑

Informática .... ❑

Legislación, Sistema constitucional, Reglamentos y normas .... ❑

Matemáticas - Estadística - Problemas .... ❑

Medicina - Enfermería .... ❑

Metales - Soldadura .... ❑

Navegación - Técnica naval .... ❑

Neumática e hidráulica .... ❑

Obras varias .... ❑

Organización comercial y empresarial .... ❑

Pedagogía - Enseñanza - Sociología .... ❑

Peluquería y Esteticien .... ❑

Psicología .... ❑

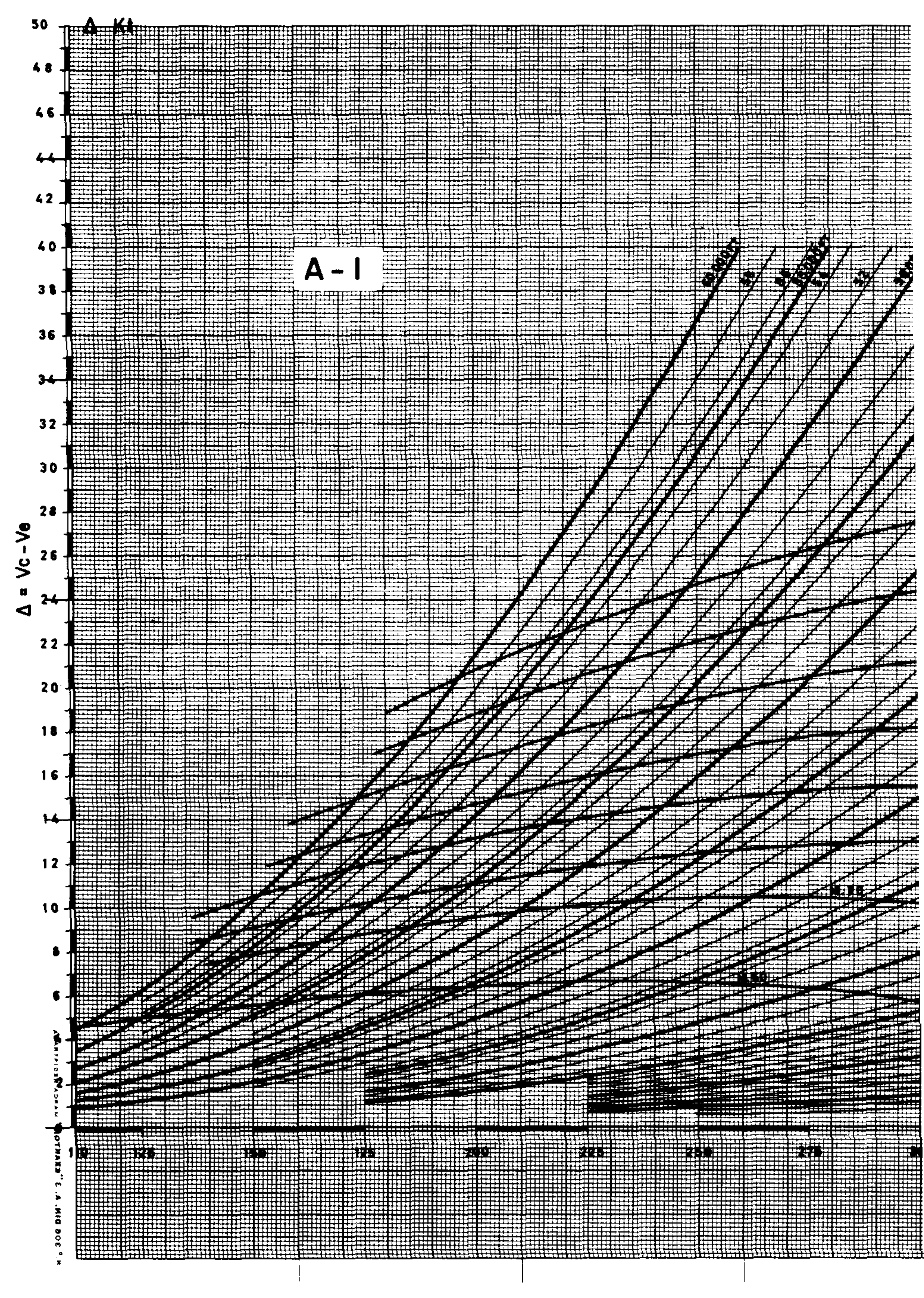
Radio, transmisión, telecomunicación y radioafición .... ❑

Refrigeración y calefacción .... ❑

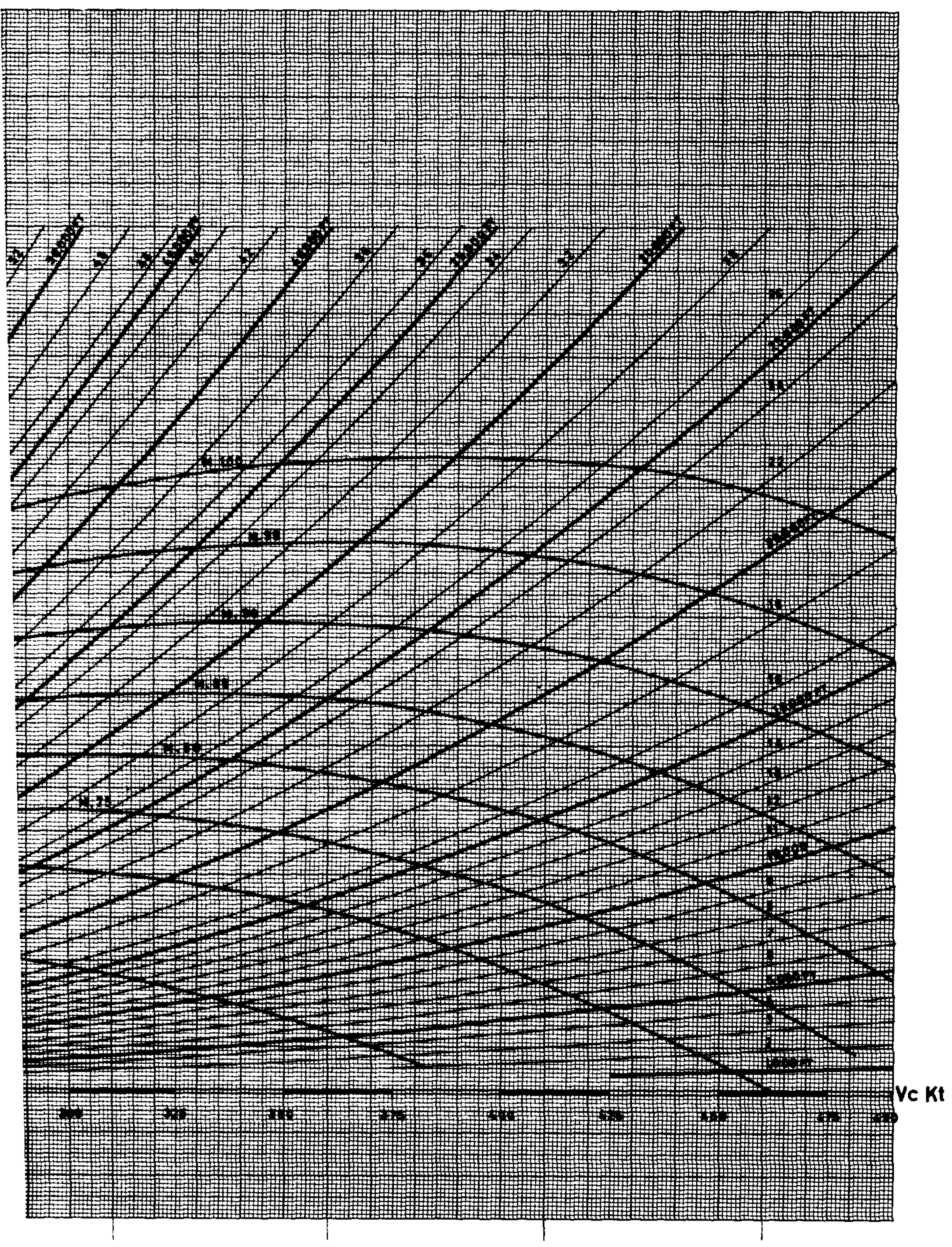
Seguridad y control .... ❑

Televisión - Vídeo .... ❑

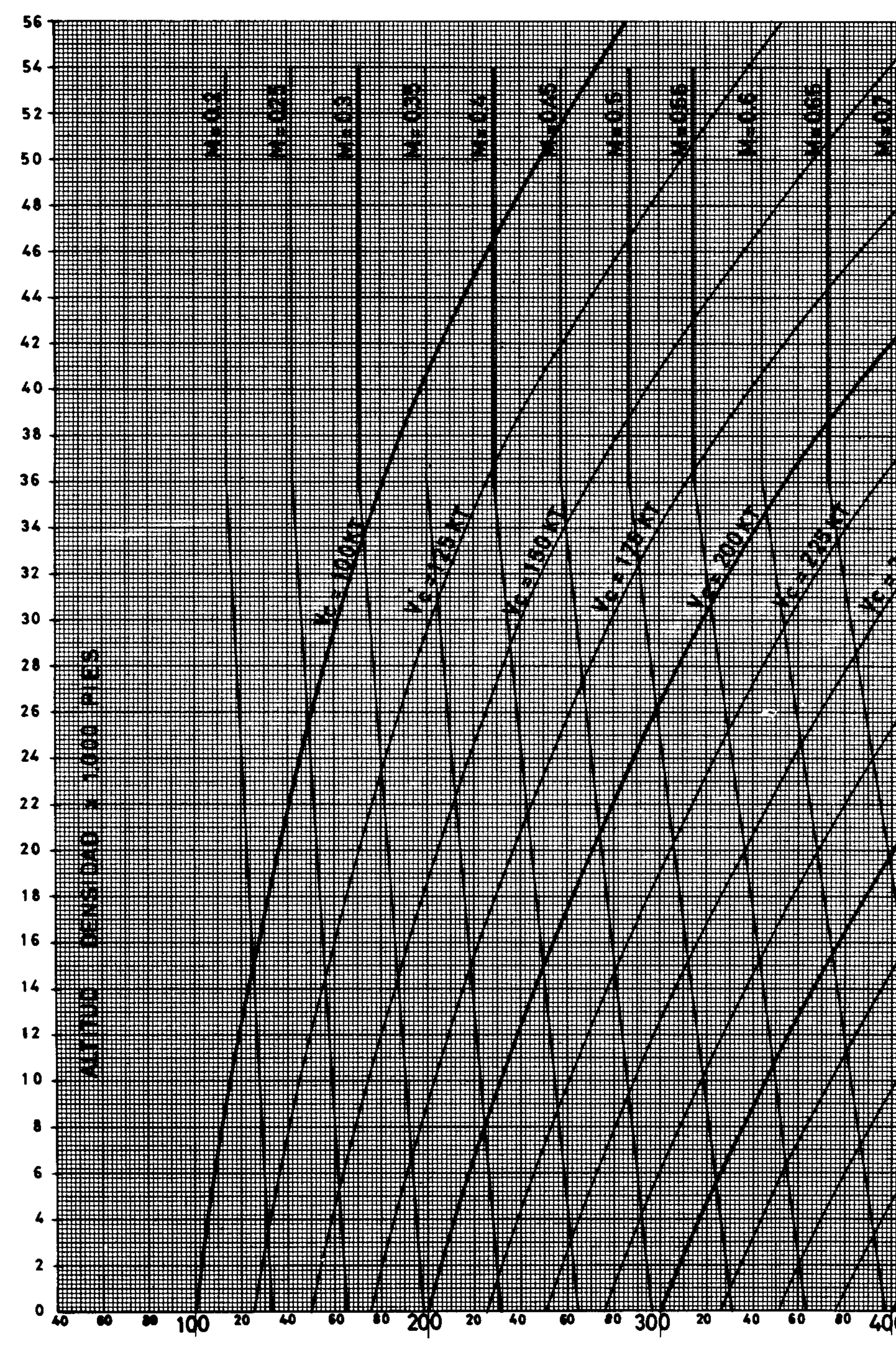
Vestido y calzado .... ❑

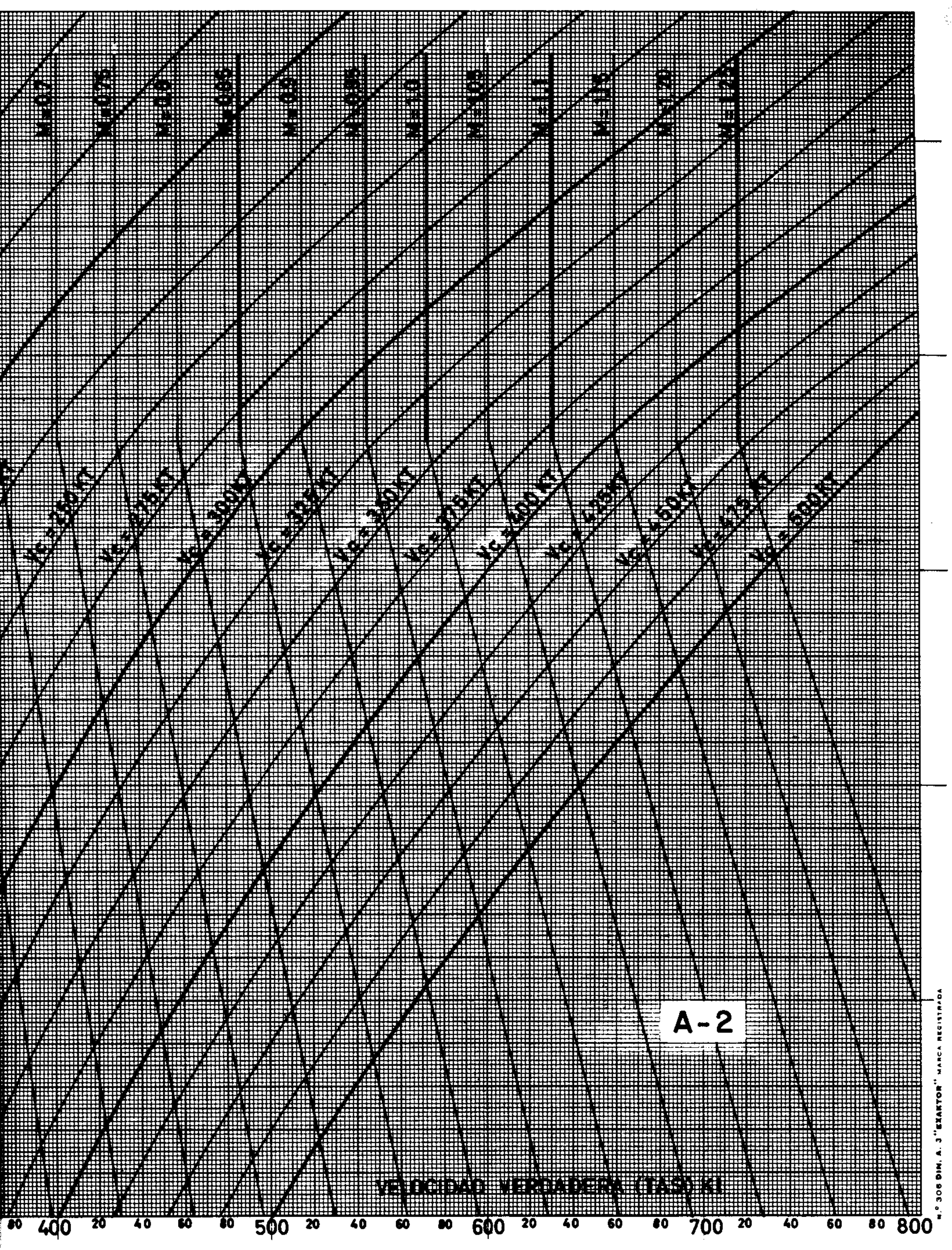


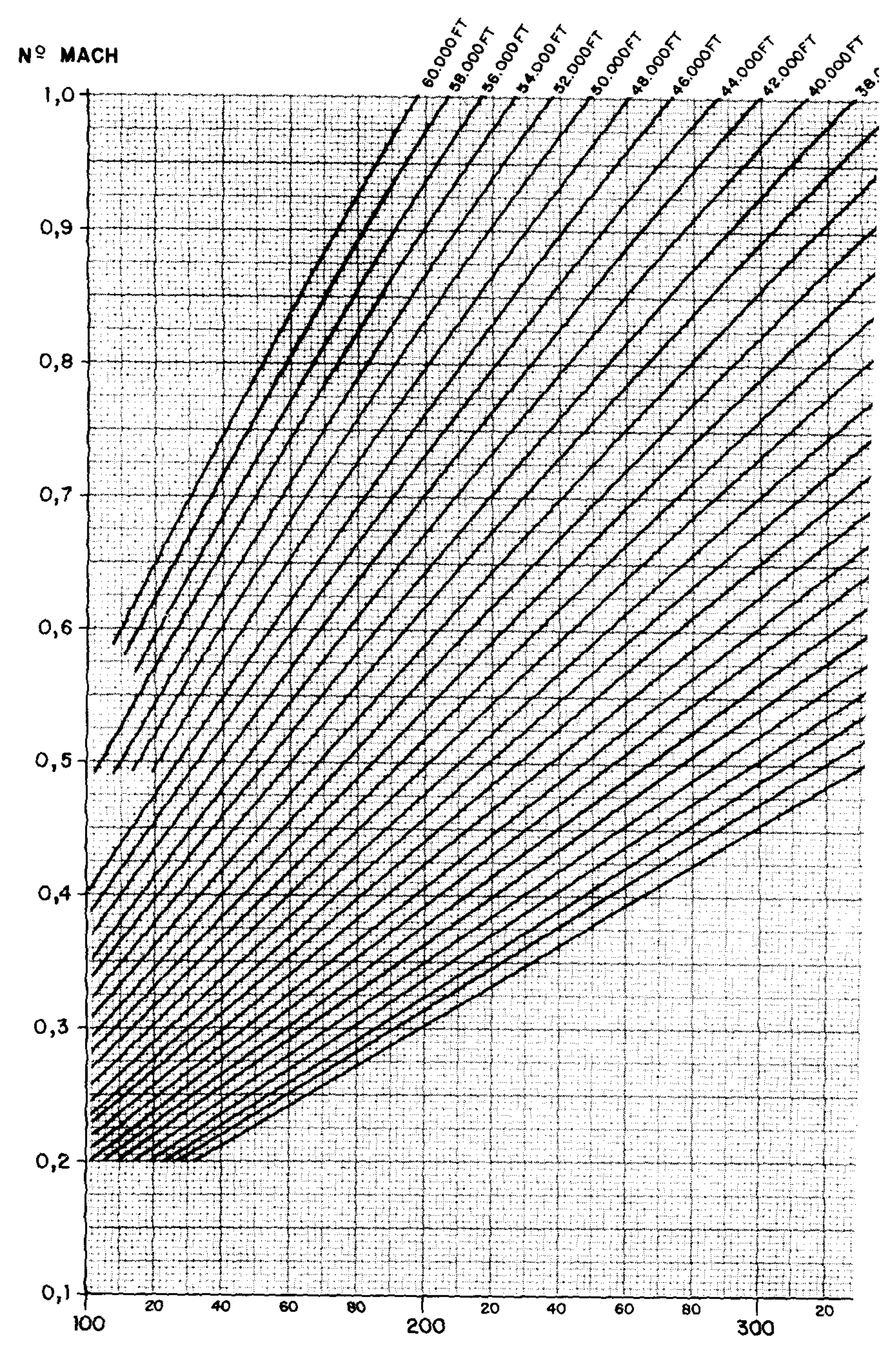
A Kt
A - I
Δ = Vc - Ve
50
48
46
44
42
40
38
36
34
32
30
28
26
24
22
20
18
16
14
12
10
8
6
4
2
0
110
125
150
175
200
225
250
275



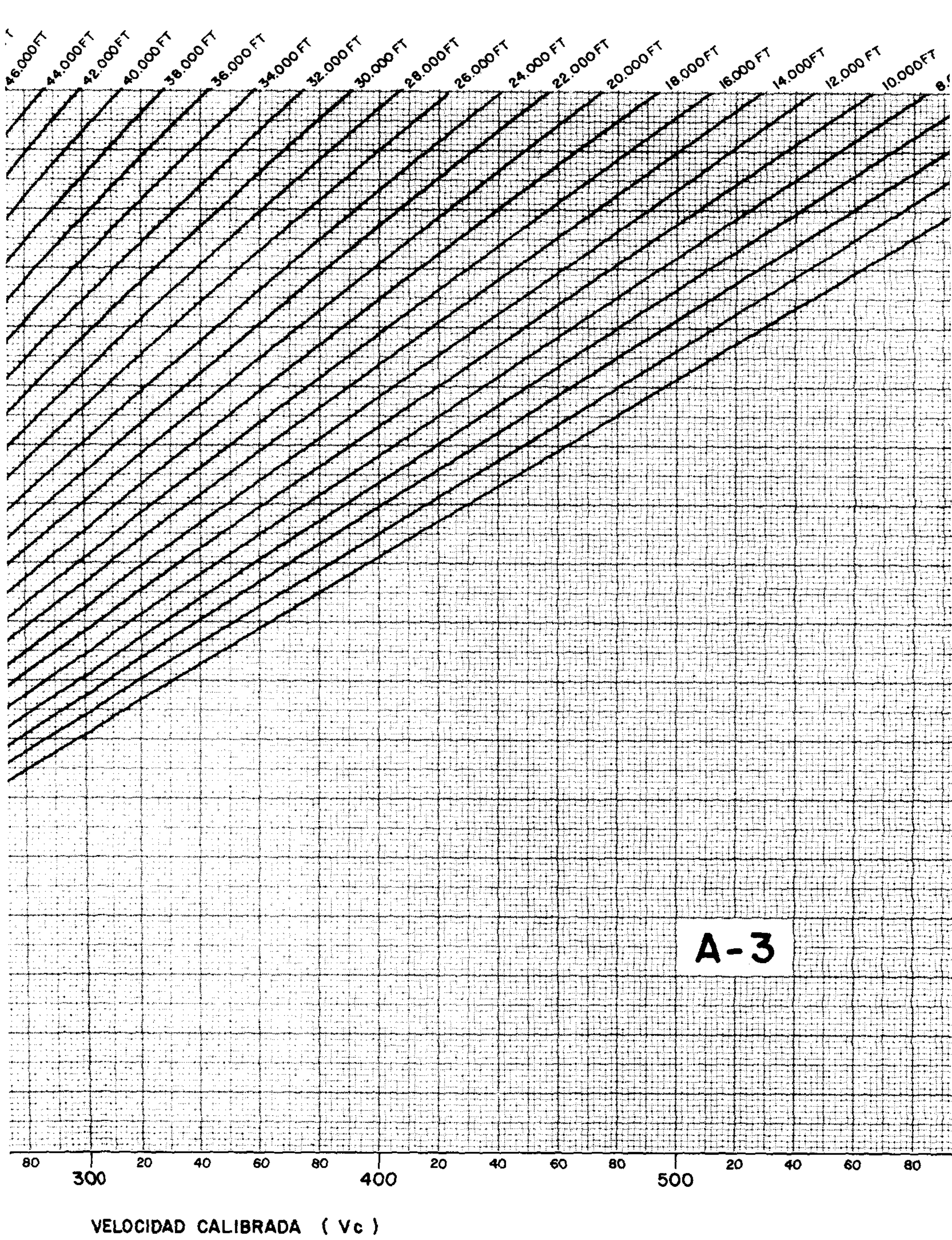
Vc Kt


ALTITUD DENSIDAD × 1.000 PIES
M=0.2
M=0.25
M=0.3
M=0.35
M=0.4
M=0.45
M=0.5
M=0.55
M=0.6
M=0.65
M=0.7
Vc = 100 KT
Vc = 125 KT
Vc = 150 KT
Vc = 175 KT
Vc = 200 KT
Vc = 225 KT
56
54
52
50
48
46
44
42
40
38
36
34
32
30
28
26
24
22
20
18
16
14
12
10
8
6
4
2
0
40
60
80
100
20
40
60
80
200
20
40
60
80
300
20
40
60
80
400


Vc = 250 KT
Vc = 275 KT
Vc = 300 KT
Vc = 325 KT
Vc = 350 KT
Vc = 375 KT
Vc = 400 KT
Vc = 425 KT
Vc = 450 KT
Vc = 475 KT
Vc = 500 KT
A-2
VELOCIDAD VERDADERA (TAS) KT
80 400 20 40 60 80 500 20 40 60 80 600 20 40 60 80 700 20 40 60 80 800
N.° 306 DIN. A. 3 "EXAKTOR" MARCA REGISTRADA



Nº MACH
60.000 FT
58.000 FT
56.000 FT
54.000 FT
52.000 FT
50.000 FT
48.000 FT
46.000 FT
44.000 FT
42.000 FT
40.000 FT
1,0
0,9
0,8
0,7
0,6
0,5
0,4
0,3
0,2
0,1
100
20
40
60
80
200
20
40
60
80
300
20
VELOCIDA


46.000 FT
44.000 FT
42.000 FT
40.000 FT
38.000 FT
36.000 FT
34.000 FT
32.000 FT
30.000 FT
28.000 FT
26.000 FT
24.000 FT
22.000 FT
20.000 FT
18.000 FT
16.000 FT
14.000 FT
12.000 FT
10.000 FT
80
300
20
40
60
80
400
20
40
60
80
500
20
40
60
80
A-3
VELOCIDAD CALIBRADA (Vc)

AERODINÁMICA y ACTUACIONES DEL AVIÓN

Desde su primera edición, esta obra ha ido experimentando tanto ampliaciones como mejoras en la exposición de los conceptos.

Nacido como libro de texto para los Pilotos de la Compañía IBERIA, su estudio ha pasado a ser fundamental para pilotos tanto militares como civiles, mecánicos de vuelo, técnicos de operaciones, despachadores y controladores de la circulación aérea.

Su difusión abarca toda América y ha sido **declarado de Utilidad Aeronáutica por el Ejército del Aire Español** y recomendado por escuelas Aeronáuticas y organismos oficiales de distintos países. Lo que da fe de la calidad de esta gran obra.


ISBN 84-283-2640-1
9 788428 326407



http://www.paraninfo.es